

Série A
N° de Série :
442
N° D'ORDRE :
466

THÈSES

PRÉSENTÉES

A LA FACULTÉ DES SCIENCES
DE L'UNIVERSITÉ DE PARIS

POUR OBTENIR

LE TITRE DE DOCTEUR DE L'UNIVERSITÉ

PAR JEAN-CHARLES VAYSSAIRE

1^{re} THÈSE. — ÉTUDE EN SOUFFLERIE D'UN RADIATEUR D'AILE CARÉNÉ ET
NOYÉ DANS L'ÉPAISSEUR D'UN PROFIL.

2^e THÈSE. — PROPOSITIONS DONNÉES PAR LA FACULTÉ.

Soutenues le 18 mai 1945 devant la Commission d'Examen.

MM. VILLAT	<i>Président.</i>
PÈRÈS	} <i>Examineurs.</i>
TOUSSAINT	

PARIS

GAUTHIER-VILLARS, IMPRIMEUR-ÉDITEUR
LIBRAIRE DU BUREAU DES LONGITUDES, DE L'ÉCOLE POLYTECHNIQUE
Quai des Grands-Augustins, 55

1948



Digitized by the Internet Archive
in 2026

https://archive.org/details/IA41547113_0024

Série A
N° de Série :
442
N° D'ORDRE :
466

THÈSES

PRÉSENTÉES

A LA FACULTÉ DES SCIENCES
DE L'UNIVERSITÉ DE PARIS

POUR OBTENIR

LE TITRE DE DOCTEUR DE L'UNIVERSITÉ

PAR JEAN-CHARLES VAYSSAIRE

1^{re} THÈSE. — ÉTUDE EN SOUFFLERIE D'UN RADIATEUR D'AILE CARÉNÉ ET
NOYÉ DANS L'ÉPAISSEUR D'UN PROFIL.

2^e THÈSE. — PROPOSITIONS DONNÉES PAR LA FACULTÉ.

Soutenues le 18 mai 1945 devant la Commission d'Examen

MM. VILLAT	<i>Président.</i>
PÉRÈS	} <i>Examineurs.</i>
TOUSSAINT	

PARIS

GAUTHIER-VILLARS, IMPRIMEUR-ÉDITEUR

LIBRAIRE DU BUREAU DES LONGITUDES, DE L'ÉCOLE POLYTECHNIQUE

Quai des Grands-Augustins, 55

1948

FACULTÉ DES SCIENCES DE L'UNIVERSITÉ DE PARIS

Doyen... M. PAUL MONTEL.

PROFESSEURS

P. MONTEL.....	T	Théorie des fonctions.	DUPONT.....	T	Théories chimiques.
L. BLARINGHEM ...	T	Botanique.	LANQUINE.....	T	Géologie structurale et géologie appliquée.
G. JULIA.....	T	Analyse supérieure et Algèbre supérieure.	VALIRON.....	T	Calcul différentiel et Calcul intégral.
C. MAUGUIN.....	T	Minéralogie.	BARRABÉ.....		Géologie structurale et Géologie appliquée.
A. MICHEL-LÉVY...	T	Pétrographie.	F. PERRIN.....		Théories physiques.
A. DENJOY.....	T	Géométrie supérieure.	VAVON.....	T	Analyses et mesures chimiques.
L. LUTAUD.....	T	Géographie physique et Géologie dynamique.	G. DARMOIS.....	T	Mathématiques générales.
E. DARMOIS.....	T	Enseignement de Physique.	CHATTON.....	T	Biologie maritime.
A. DEBIERNE.....	T	Electronique et Radioactivité.	AUBEL.....		Chimie biologique.
M. JAVILLIER.....	T	Chimie biologique.	JACQUES BOURCART.		Géographie physique et Géologie dynamique.
ROBERT LÉVY.....	T	Physiologie comparée.	M ^{me} JOLIOT-CURIE.		Physique générale et Radio-activité.
HENRI VILLAT.....	T	Mécanique des fluides et applications.	PLANTEFOL.....	T	Botanique.
CH. JACOB.....	T	Géologie.	CABANNES.....	T	Recherches physiques.
P. PASCAL.....	T	Chimie générale.	GRASSÉ.....	T	Zoologie (Évolution des êtres organisés).
M. FRÉCHET.....	T	Calcul des Probabilités et Physique mathématique.	PRÉVOST.....		Chimie organique.
E. ESCLANGON.....	T	Astronomie.	BOULIGAND.....		Mathématiques.
M ^{me} RAMART-LUCAS	T	Chimie organique.	CHAUDRON.....		Chimie.
H. BÉGHIN.....	T	Mécanique physique et expérimentale.	WYART.....		Minéralogie.
FOCH.....	T	Mécanique expérimentale des fluides.	TEISSIER.....	T	Zoologie.
PAUTHENIER.....	T	Électrotechnique générale.	MANGENOT.....	T	Biologie végétale (P. C. B.).
DE BROGLIE.....	T	Théories physiques.	P. AUGER.....	T	Physique.
CHRÉTIEN.....		Optique appliquée.	MONNIER.....		Physiologie générale.
JOB.....		Chimie générale.	PIVETEAU.....		Géologie.
PRENANT.....	T	Anatomie et Histologie comparées.	ROCARD.....		Physique.
VILLEY.....	T	Mécanique physique et expérimentale.	H. CARTAN.....		Calcul différentiel.
COMBES.....	T	Physiologie végétale.	SCHAEFFER.....	T	Physiologie des fonctions.
GARNIER.....	T	Application de l'Analyse à la Géométrie.	LAFFITTE.....		Chimie (P. C. B.).
PÉRÈS.....	T	Mécanique rationnelle.	LERAY.....		Mécanique théor. des fluides.
HACKSPILL.....	T	Chimie minérale.	FAVART.....		Calcul des Probabilités et Physique Mathématique.
LAUGIER.....	T	Physiologie générale.	COULOMB.....	T	Physique du Globe.
TOUSSAINT.....		Technique aéronautique.	M ^{lle} COUSIN.....		Biologie animale (P. C. B.).
M. CURIE.....		Physique (P. C. B.).	CHRETIEN.....		Analyse et mesures chimiques.
G. RIBAUD.....	T	Hautes températures.	DRACH.....		Évolution des êtres organisés.
CHAZY.....	T	Mécanique analytique.	CHATELET.....	T	Arithmétique et théorie des nombres.
GAULT.....	T	Chimie appliquée.	EPHRUSSI.....	T	Génétique.
CROZE.....	T	Physique théorique et Physique céleste.	WURMSER.....	T	Biologie physicochimique.
			KASTLER.....		Physique

Secrétaire...



CH. MONIER.

PRÉFACE

Je me fais un devoir d'exprimer, au début de mon travail, ma très vive gratitude et mes remerciements les meilleurs à M. Toussaint, Professeur à la Sorbonne, Directeur de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr, qui s'est constamment montré à mon égard le guide le plus précieux et le plus sûr.

La science de cet éminent Professeur, ses encouragements et sa bienveillance n'ont pas cessé de me soutenir à travers les obstacles et les multiples difficultés qui ont maintes fois entravé l'élaboration et l'avancement de mon étude.

Je suis fier de dire ici à mon Directeur que sa compétence sans défauts, qui fut mon soutien indispensable, me fait prendre rang parmi ses disciples les plus fidèles et les plus respectueux.

J'ai encore trouvé, dans le personnel de l'atelier, une aide profitable et rapide qui m'a particulièrement servi pour le prompt avancement de mes essais.

Je dois enfin donner une mention toute spéciale au dessinateur Jean Fauqueux, engagé dans les Forces Aériennes Françaises. Cet ami n'a pas ménagé ses veilles pour dresser avec précision les planches des figures devant faciliter la lecture du texte.

J.-C. V.

TABLE DES MATIÈRES.

INTRODUCTION	Pages, 7
AVANT-PROPOS	9

CHAPITRE I.

MOYENS EXPÉRIMENTAUX. MESURES.

1. Maquette	15
2. Souffleries	21
3. Mesures anémométriques	24
4. Circulation d'eau chaude	28
5. Balance aérodynamique à cardan élastique	31

CHAPITRE II.

ÉCOULEMENT DE L'AIR DANS LE CANAL INTERNE DE L'AILE.

6. Vitesses V_1 en amont du radiateur froid	35
7. Visualisation à la cuve à eau	40
8. Études de déflecteurs de diffuseurs	40
9. Vitesses V_1 en amont du radiateur chaud	47
10. Vitesses V_1 dans le canal sans radiateur. Résultats comparés	53

CHAPITRE III.

CARACTÉRISTIQUES THERMIQUES DU RADIATEUR DANS L'AILE.

11. Caractéristiques du radiateur CHAUSSON	55
12. Radiateur dans l'aile : calories évaluées en fonction de σ et de i_0	58
13. Définition du coefficient d'efficacité C_q	60
14. Fonctionnement thermique du radiateur dans l'aile	61
15. Nombres sans dimension	63

CHAPITRE IV.

CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES. ÉTUDE DES SILLAGES.

16. Sillages	67
17. Gradient longitudinal de pression statique	69
18. Calcul des $C_{x_{rp}}$	70

CHAPITRE V.

CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES. POLAIRES. COURBES UNITAIRES.

	Pages.
19. Première remarque.....	75
20. Deuxième remarque.....	77
21. Essais.....	78
22. Allongements.....	78
23. Études des C_z	80
24. Étude du ΔC_z sur une aile d'avion.....	83
25. Étude du $C_{x_{\min}}$	83
26. Définition d'un nouveau coefficient C_v , relation entre C_η et C_v	85
27. Relation entre C_{x_σ} et $C_v \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$ pour diverses incidences de l'aile.....	85
28. Comparaison entre les C_x obtenus par les pesées et par les sillages.....	87
29. Étude complémentaire.....	88

CHAPITRE VI.

ADAPTATION OPTIMUM DE L'AILE RADIATEUR.

30. Puissance absorbée par le refroidissement.....	91
31. Facteurs de puissance.....	91
32. Coefficient de qualité de buse.....	92
33. Adaptation optimum de l'aile radiateur.....	92
34. Remarque sur la puissance relative mise au moteur.....	97

CHAPITRE VII.

POINTS ESSENTIELS OBTENUS ET SITUATION DE NOS RÉSULTATS PAR RAPPORT A LA PUISSANCE ABSORBÉE PAR LES RADIATEURS.

35. Points obtenus avec le radiateur froid.....	99
36. Points obtenus avec le radiateur chaud.....	99
37. Résultats obtenus grâce aux déflecteurs.....	100
38. Remarques.....	100
39. Puissance absorbée aux divers types de radiateurs.....	101
BIBLIOGRAPHIE.....	105

PRINCIPALES NOTATIONS UTILISÉES.

- p_0, V_0 , pression statique et vitesse du vent à l'infini en amont de l'aile;
 p_{00}, V_{00} , pression statique et vitesse du vent à l'infini dans la soufflerie sans aile;
 p_1, V_1 , pression statique et vitesse du vent en amont du radiateur;
 p_s, V_s , pression statique et vitesse du vent dans le sillage de l'aile.
 $\frac{V_s}{V_0}$ coefficients locaux de vitesses rapportées à la vitesse à l'infini amont;
 $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$, moyenne arithmétique des coefficients locaux $\frac{V_1}{V_0}$ pour toute la hauteur de la surface frontale du radiateur;
 i^0 incidence de l'aile;
 β , angle de braquage des volets de l'aile;
 $\sigma = \frac{S_s}{S_1}$, $\frac{\text{Section de sortie du canal-radiateur}}{\text{Surface frontale du radiateur}}$;
 $\Delta p, C = \frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} V_1^2}, k = \frac{1}{\sqrt{1+C}}, K = \frac{1}{\sqrt{C}}$ perte de charge, coefficient de résistance du faisceau radiant, conductivité et perméabilité;
 $T_1 = t_1 + 273$, température absolue d'entrée de l'air dans le radiateur;
 $T_2 = T_1 + \Delta t$, température absolue de sortie de l'air, Δt étant l'accroissement de température de l'air à travers le radiateur;
 $\theta_1, \theta_2, \theta_m = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}$, températures d'entrée et de sortie de l'eau du radiateur, et température moyenne de l'eau;
 $\delta\theta = \theta_m - t_1$, écart entre la température moyenne de l'eau et la température de l'air (= 65° C en général);
 $e = \frac{\Delta t}{\delta\theta}$, échauffement relatif de l'air;
 d , débit de la pompe à eau (l/mn);
 q, Q , calories évacuées par le radiateur dans l'aile et par le radiateur seul;
 C_{q_0} , coefficient d'efficacité thermique;
 C_v , coefficient d'efficacité aérodynamiques;
 C_{x_0}, C_{z_0} , coefficients de traînée et de portance du profil initial;
 C_{x_r}, C_{z_r} , coefficients de traînée et de portance du profil avec radiateur noyé dans son épaisseur;
 $\Delta C_{x_r} = C_{x_r} - C_{x_0}$, accroissement du coefficient de résistance dû à la présence du radiateur;
 $\chi = \frac{\Delta C_{x_r}}{C_{q_0} e \left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m}$ coefficient de qualité de buse;

De plus, nous avons pris :

$$\rho g = \frac{9,81}{8} = 1,225 \text{ (au sol)}$$

$$C_p \text{ (air)} = 0,24$$

$$C_p \text{ (eau)} = 1$$

INTRODUCTION.

Les essais rapportés dans le présent Mémoire ont pour but l'étude d'un radiateur « Chausson » caréné et noyé dans l'épaisseur d'un profil N. A. C. A. 23015 muni d'un volet à double fente.

Une distribution régulière des vitesses en amont du radiateur, en vue d'obtenir le meilleur refroidissement avec la résistance à l'avancement minimum, a été recherchée en fonction de la forme et de la position d'entrée du diffuseur, de la forme des défecteurs, de l'ouverture de sortie du canal radiateur, de l'incidence de l'aile et du braquage des volets.

Après une exposition, dans un premier chapitre, des moyens expérimentaux utilisés et des mesures effectuées, nous avons étudié dans une seconde partie :

- 1° L'écoulement de l'air à l'intérieur du canal radiateur aménagé dans l'aile;
- 2° Les caractéristiques thermiques du radiateur modifiées par la présence de l'aile;
- 3° Les caractéristiques aérodynamiques du profil modifiées par la présence du radiateur.

En conclusion, nous montrons qu'un radiateur noyé dans une aile est avantageux.

AVANT-PROPOS.

Le problème du radiateur noyé dans l'épaisseur d'un profil d'aile est des plus actuels. Il est remarquable de constater que certains avions les plus rapides du moment sont équipés de tels dispositifs de refroidissement : tels sont le « Mosquito » de Havilland (Angleterre) ou le « Messerschmitt 109 E » (Allemagne), ou le « Vought-Sikorsky F-4 U-2 » « Corsair » (U. S. A.).

On sait que, sous certaines conditions, la vitesse de sortie de l'air est plus grande lorsque le radiateur, placé dans un carénage, est chaud que lorsqu'il est froid. Il en résulte une réaction qui peut compenser en partie ou totalement la « résistance interne » due au passage de l'air à travers le radiateur froid et qui peut même lui être supérieure. La résistance interne à froid sera d'autant plus faible que l'écoulement de l'air dans le diffuseur en amont du radiateur sera plus régulier et ne présentera pas de décollements. C'est aussi l'une des conditions pour que la chaleur diminue la résistance interne à froid.

Il existe aussi une « résistance extérieure » — qui s'ajoute à la résistance interne — provenant du fait que le carénage ajoute des surfaces supplémentaires de frottement et produit des tourbillons. C'est afin d'annuler la résistance extérieure que l'on place le radiateur dans l'aile : la surface exposée au vent n'est guère supérieure à celle du profil initial sans radiateur. Mais une difficulté surgit : il est très difficile d'imposer au courant d'air une déviation assez forte pour le faire pénétrer dans le diffuseur sans décollements à la partie supérieure, ce qui nuit à la résistance interne comme nous venons de le dire. Nous allons montrer comment divers bureaux d'études ont étudié le problème.

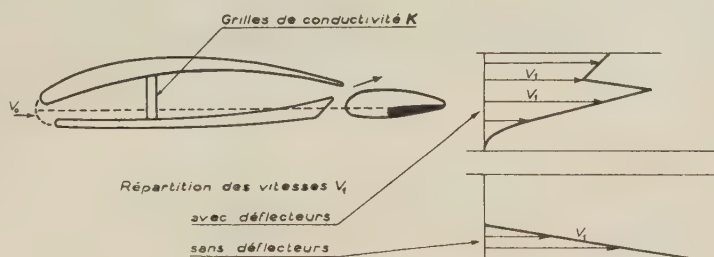


Fig. 1. — Aile Bréguet; répartition des vitesses.

En 1941, les ATELIERS D'AVIATION L. BRÉGUET, au cours d'essais effectués dans les souffleries de l'Institut Aérotechnique de Saint-Cyr, ont utilisé des déflecteurs pour améliorer l'écoulement de l'air dans un diffuseur en amont de grilles, de « conductivité » égale à celle du radiateur envisagé, et placées dans une aile (fig. 1).

Les essais ont laissé voir la possibilité d'une amélioration d'écoulement grâce aux déflecteurs.

Dans un article intitulé : *La construction actuelle des avions*, publié par *Luftwissen* en janvier 1942 [10], on remarque que MESSERSCHMITT s'est trouvé devant un délicat problème d'écoulement d'air et d'alimentation du radiateur, lorsqu'il a voulu placer ce dernier à l'arrière d'un profil d'aile, tel qu'il est représenté sur la figure 2. Il a

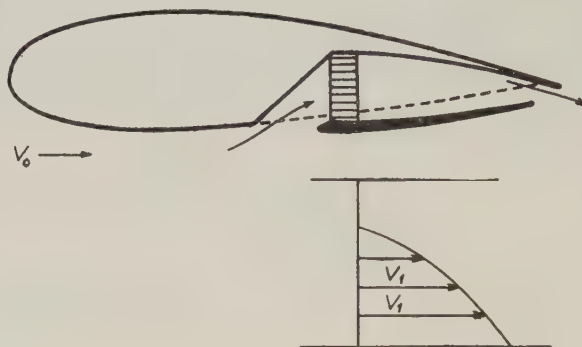


Fig. 2. — Aile Messerschmitt avec buse unique et répartition des vitesses V_1 correspondantes.

été alors remédié au mauvais fonctionnement du diffuseur en plaçant une fente supplémentaire supérieure débouchant dans une zone de dépression (*fig. 3*).

D'après des études faites en soufflerie, $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ est passé ainsi de 0,087 à 0,166. De plus, la puissance absorbée par l'ensemble de l'appareil de refroidissement est 9,4 %

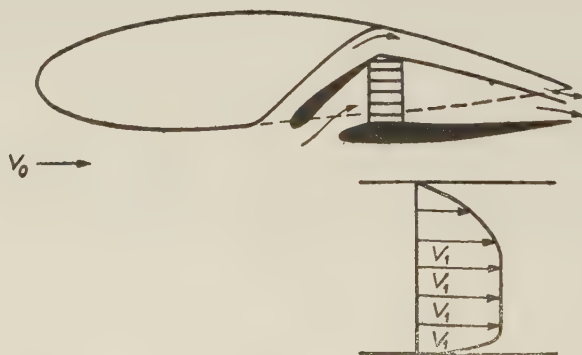


Fig. 3. — Aile Messerschmitt avec canal supérieur et répartition des vitesses V_1 correspondantes.

de la puissance totale du moteur dans le cas le plus favorable, avec montage sans fente, alors qu'elle n'est que 2,1 % avec la fente.

Dans *Flugsport* du 19 janvier 1944, nous avons trouvé un brevet, délivré au nom de la Société HEINKEL, présentant plusieurs formes de passage d'air en amont d'un

radiateur noyé dans une aile. Les deux types caractéristiques sont représentés sur les figures 4 et 5. D'ailleurs, toutes les formes diverses indiquées dans le brevet, ne diffèrent que par la position de la prise d'air supérieure, par rapport au bord d'attaque.

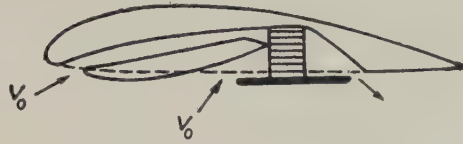


Fig. 4. — Aile Heinkel avec deux buses, les deux entrées d'air sont sous la corde.

Nous ne pensons pas qu'aérodynamiquement les résultats soient excellents. Mais nous remarquons encore la nécessité d'obtenir une alimentation de toute la surface frontale du radiateur grâce à l'utilisation de deux buses d'entrée d'air superposées, formant diffuseurs plats au-dessus et au-dessous du faisceau radiant.

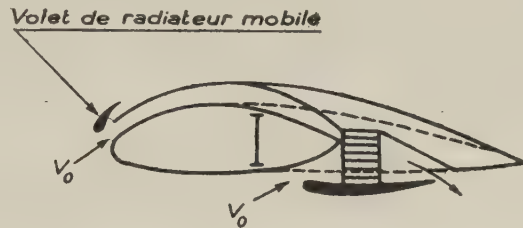


Fig. 5. — Aile Heinkel avec deux buses, une entrée d'air est sous la corde, l'autre au-dessus.

Dans *Recherches sur les radiateurs d'aile en U. R. S. S.*, L. G. LITKIN [1] n'a pas étudié directement les profils des vitesses internes de l'air. Mais sans relever ce problème, il n'a pu complètement y échapper puisqu'il a recherché un bon écoulement sur l'extrados et sur l'intrados, et que, toutefois, il a remarqué que la nature de



Fig. 6. — Aile russe initiale.

l'écoulement dépend de la forme du bord supérieur de la buse, tandis que sa direction dépend du guidage assuré par la lèvre inférieure. En l'absence de celle-ci, la plus grande quantité d'air passe en dehors de la buse. C'est ainsi que la forme représentée par la figure 6 a été adoptée, qui, après étude en soufflerie, a été transformée selon la figure 7. Les essais en vol sur bimoteur (*fig. 8*) ont confirmé le bon fonctionnement d'un tel dispositif puisque ce radiateur d'aile absorbe 6 % de la puissance totale

du moteur, alors qu'un radiateur ventral sous fuselage prend 11 %. De plus, le souffle d'hélice peut modifier les écoulements.

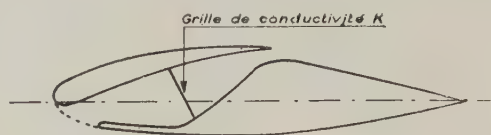


Fig. 7. — Aile russe après essais et montée sur bimoteur.

Luftwissen de décembre 1943 signale que le bimoteur de Havilland « Mosquito » possède deux radiateurs situés entre les fuseaux-moteurs et le fuselage et placés à

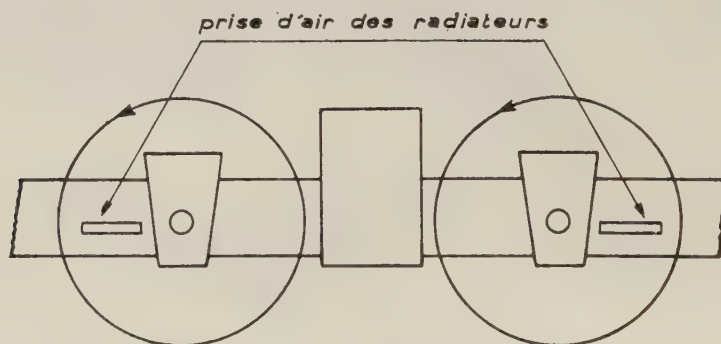


Fig. 8. — Bimoteur russe à ailes basses avec deux radiateurs,
2 moteurs B. M. W. VI de 600 ch à 12 cylindres en V.

l'intérieur de l'aile, dans le bord d'attaque avancé de 55 cm environ (fig. 9). Le canal (fig. 10) n'a rien de particulier et ressemble aux buses de radiateur sous fuselage. D'ailleurs l'angle fait par l'axe du diffuseur avec le vent à l'infini amont est faible. De plus ce diffuseur est court et ouvert. Enfin le souffle des hélices doit intervenir efficacement. Toutes ces conditions doivent justifier l'emploi d'un tel canal aussi classique.

Signalons, pour terminer, l'article paru dans *L'Aéronautique* de décembre 1937 sur le radiateur dans l'aile de l'avion de chasse « Nieuport 161 » qui assure une compensation telle entre la vitesse aérodynamique et l'incidence, que la température de l'éthylglycol demeure pratiquement constante. On relève, par exemple, à la sortie du moteur les valeurs suivantes. Montée au sol : 95°; à 1000 m : 102°; à 2000 m : 110°; à 3000 m : 112°; à 4000 m : 112°; à 5000 m : 110°. Palier : 4000 m : 116°; 4500 m : 115°; 5000 m : 112°.

C'est dans ces conditions que nous avons pensé qu'il serait utile d'étudier en soufflerie un radiateur caréné et noyé dans l'épaisseur d'un profil d'aile — qui doit nécessairement présenter une résistance à l'avancement minimum — afin d'expliquer

certains problèmes posés dans les références précédentes. En particulier, nous avons

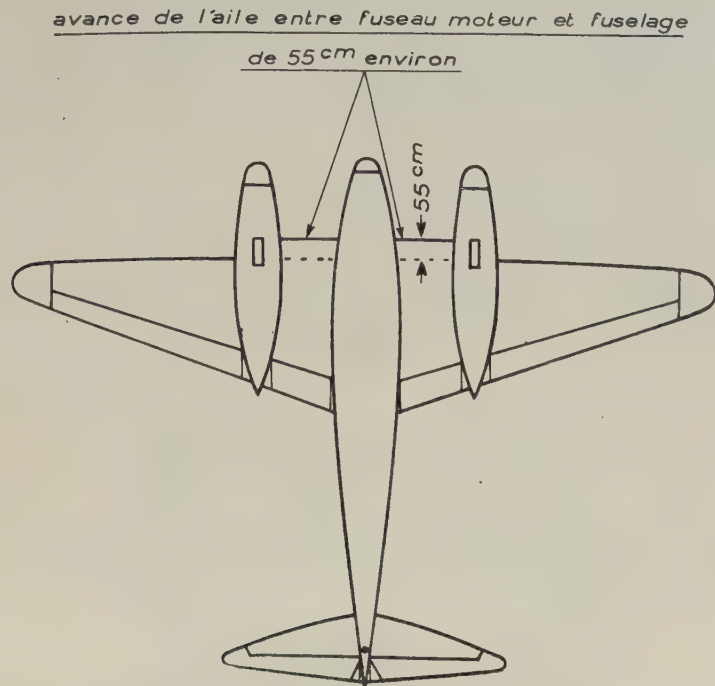


Fig. 9. — « Mosquito » de Havilland,
2 moteurs Rolls-Royce Merlin 21 ou 23, 1 365 ch à 5 350 m.

essayé d'améliorer l'écoulement de l'air dans le diffuseur en amont du radiateur à l'aide de déflecteurs, comme il est montré par la suite.

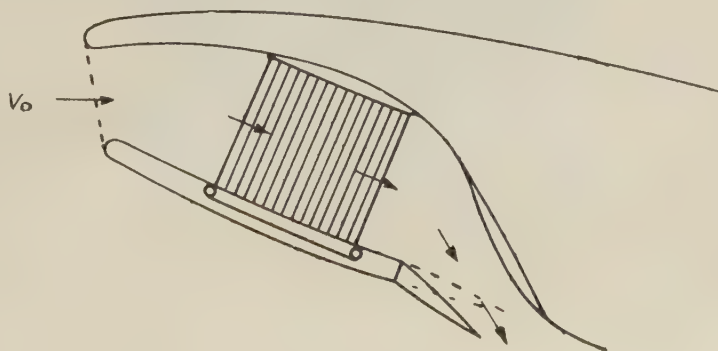


Fig. 10. — Radiateur du Mosquito noyé dans le bord d'attaque
entre fuselage et fuseaux moteurs.

Au surplus, jusqu'à présent, les études en soufflerie de radiateurs carénés s'étaient faites en substituant à ces derniers des grilles de « conductivité » identique. Mais si

une telle substitution permettait de déterminer relativement des résistances aérodynamiques, elle ne suffisait pas à rendre avec précision la similitude de l'écoulement de l'air entre la maquette et le modèle en grandeur sur l'avion. C'est ainsi que nos essais ont été effectués sur un véritable radiateur d'eau noyé dans une aile : les phénomènes de variations de résistance et de distribution de vitesses en amont

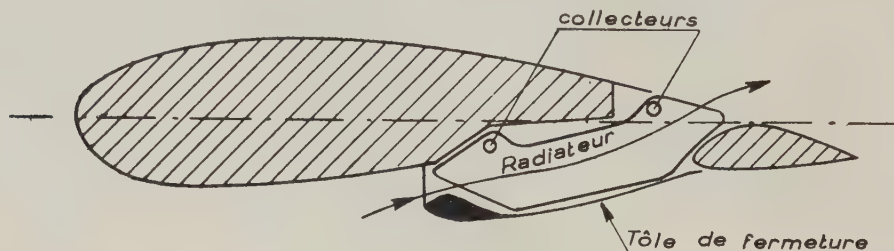


Fig. 11. — Aile et radiateur du « Nieuport 161 ».

du radiateur peuvent être fixés avec exactitude. De plus, le fait de posséder un véritable radiateur permet d'établir une circulation d'eau chaude dans l'aile. Nous mettrons donc en évidence l'influence de l'écoulement de l'air sur l'évacuation des calories et, inversement, l'influence de la chaleur sur les caractéristiques aérodynamiques de l'aile.

Nous avons ainsi essayé d'expliquer certains phénomènes esquissés dans les références précédentes.

CHAPITRE I.

MOYENS EXPÉRIMENTAUX. MESURES.

1. Maquettes.

1^o *Radiateur*. — Le radiateur à eau « CHAUSSON », représenté sur la planche II, est un radiateur à lames. Ses dimensions, hors-tout sont : hauteur 64 mm, largeur 300 mm, profondeur 212 mm. Le faisceau radiant a pour dimensions :

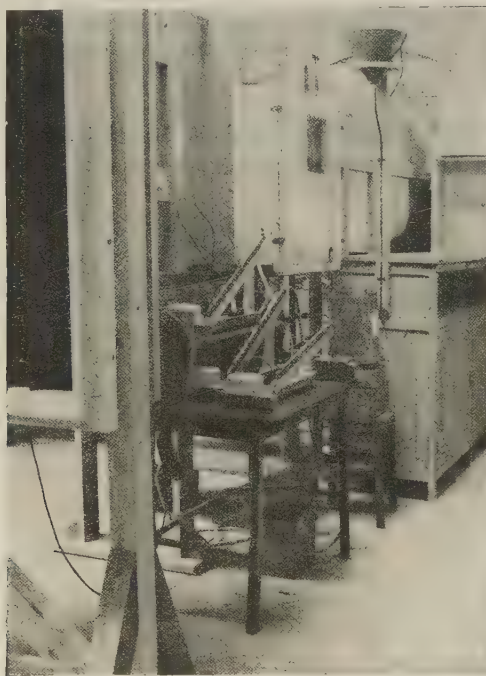


Planche I. — Vue d'ensemble de l'installation.

hauteur 56 mm, largeur 260 mm, profondeur 210 mm. La surface frontale est de 1,5 dm².

2^o *Aile destinée à recevoir le radiateur*. — Les dimensions du profil N. A. C. A. 23015, avec volet à double fente, destiné à recevoir le radiateur « CHAUSSON » décrit ci-dessus, sont les suivantes : envergure 306 mm, corde 600 mm, épaisseur maximum 90 mm, surface 0,1836 m².

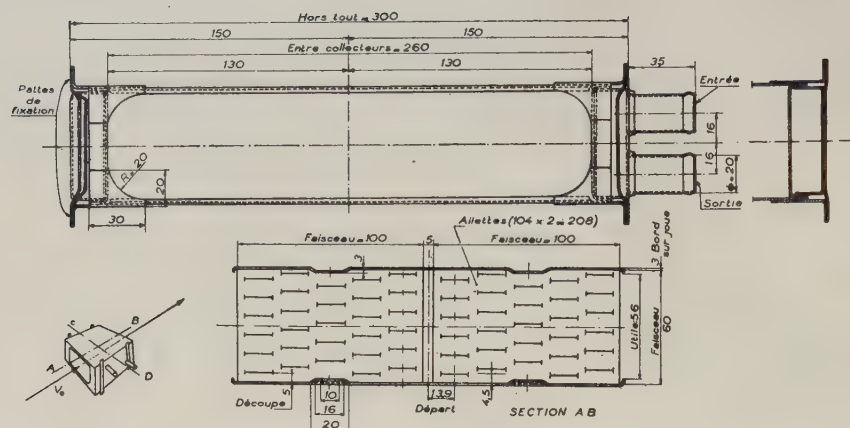


Planche II. — Radiateur d'eau pour essais sur maquette d'aile,
Faisceau « Chausson » 100 + 100. Maître-coupe utile : 1,5 dm², pression d'essais : 1 kg/cm².

Les planches III et IV représentent les vues en plan et de profil de l'aile. Sur la planche IV, les lieux des bords d'attaque des volets ont été indiqués pour différents

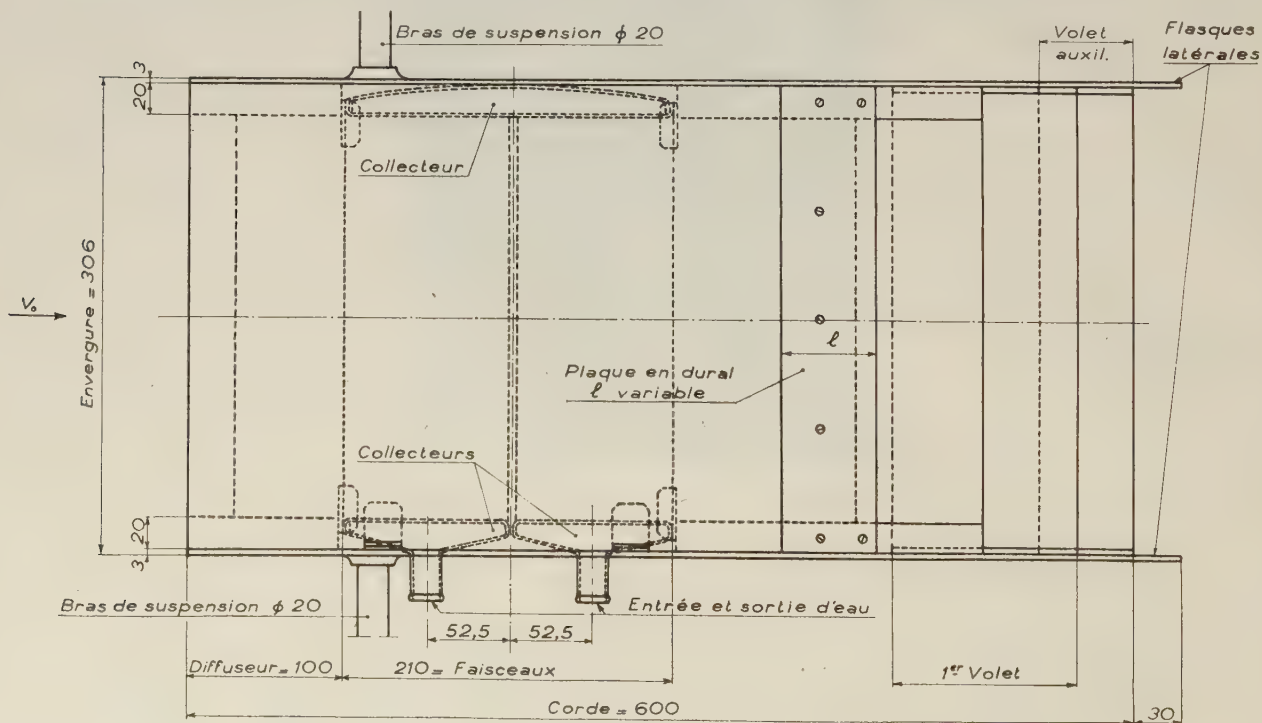


Planche III. — Aile N. A. C. A. 23 015 avec radiateur « Chausson » noyé dans l'épaisseur.

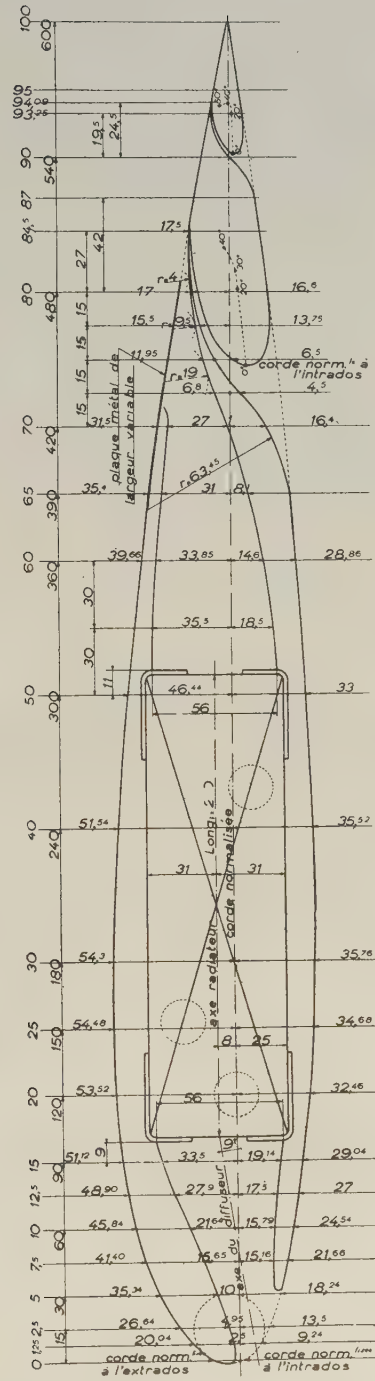


Planche IV. — Profil 23 015 avec radiateur Chausson interne (avant 2).

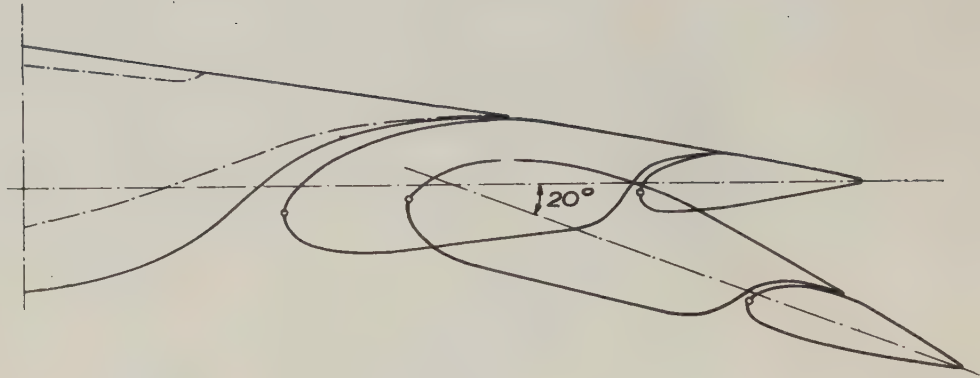


Planche V. — Positions de volets : 0, 20°. Aile N. A. C. A. 23 015 à radiateur interne Chausson.

braquages de ceux-ci. En particulier, la planche V montre le braquage $\beta = 20^\circ - 0^\circ$ dont nous nous servirons par la suite.

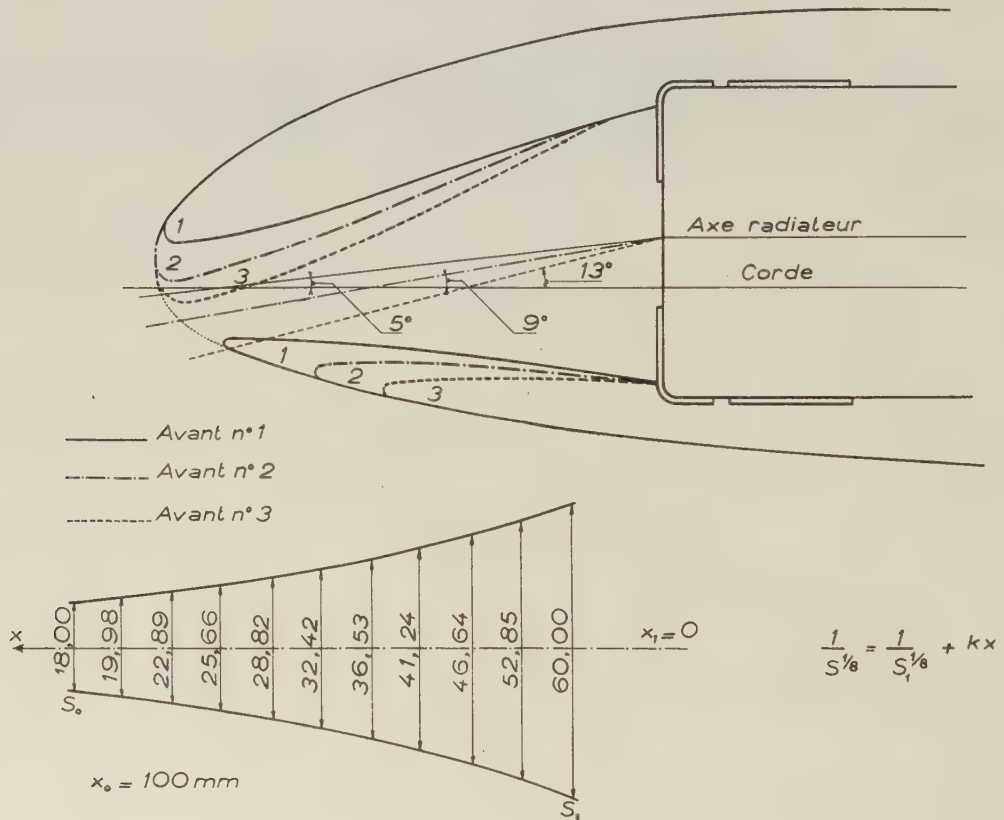


Planche VI. — Comparaison des deux avants utilisés $= \frac{1}{S^{1/8}} = \frac{1}{S_1^{1/8}} + kx$.

Le faisceau radiant n'intéresse que la portion médiane de l'aile sur une envergure

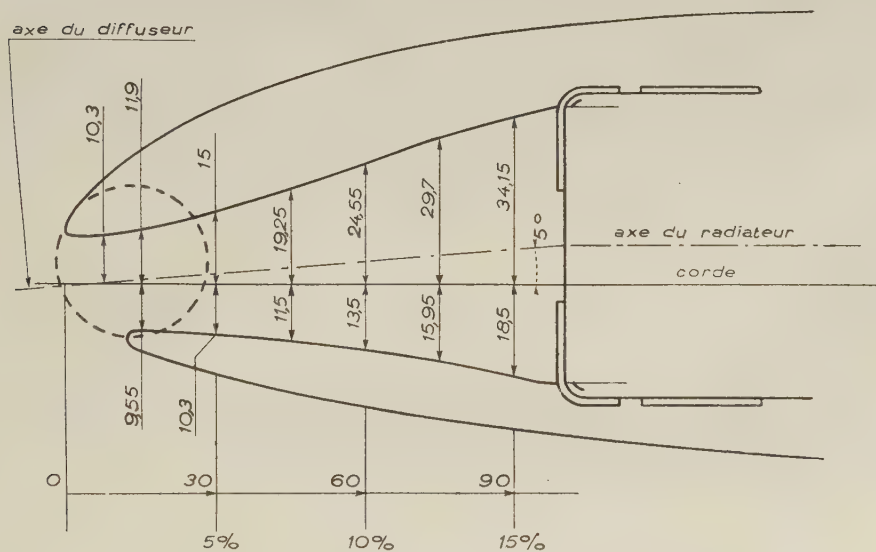
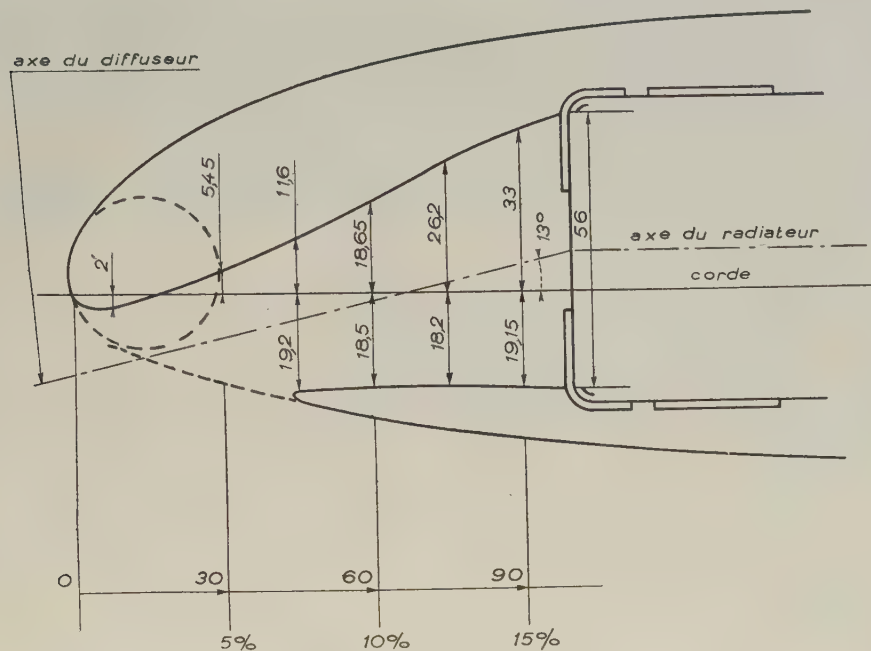


Planche VII. — Côtés du canal n° 1. Côté du canal n° 3.

de 260 mm. Il n'a pu être installé sur toute l'envergure de l'aile par suite de la présence des collecteurs qu'il fallait soustraire à l'influence du vent.

son épaisseur maximum de 45 mm; nous avons adopté une grande ouverture de sortie $\sigma = 0,410$.

2. Souffleries.

Outre la cuve à eau « TOUSSAINT-CARAFFOLI », nous avons utilisé trois souffleries.

1° *Soufflerie à veine rectangulaire.* — La soufflerie à veine rectangulaire, $970 \times 1500 \times 310$ (Pl. IX), est utilisée pour faire les essais aérodynamiques et ther-

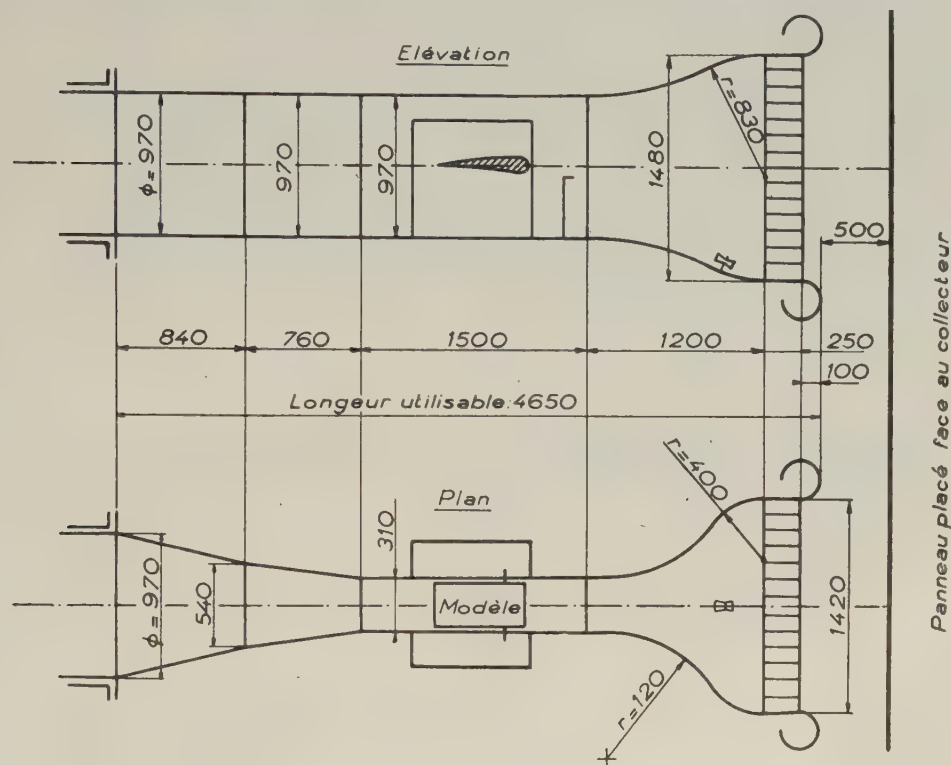


Planche IX. — Soufflerie courant plan, veine réelle $970 \times 1500 \times 310$.

miques du profil 23 015 muni du radiateur. Deux caissons étanches de part et d'autre de la veine empêchent les filets d'air d'entrer dans celle-ci et d'influencer les résultats.

La vitesse du vent à l'infini amont (pour les essais décrits plus loin) est de 32 m/s. La mesure de cette vitesse est indiquée au Chapitre III.

Le nombre de Reynolds des essais est de l'ordre de 1 080 000.

2° *Soufflerie de section rectangulaire.* — La soufflerie de section rectangulaire, 260×56 (Pl. X), raccordée à un compresseur Brown-Boveri monté en aspiration, est destinée à étudier le radiateur « CHAUSSON » seul. La section est égale à la section

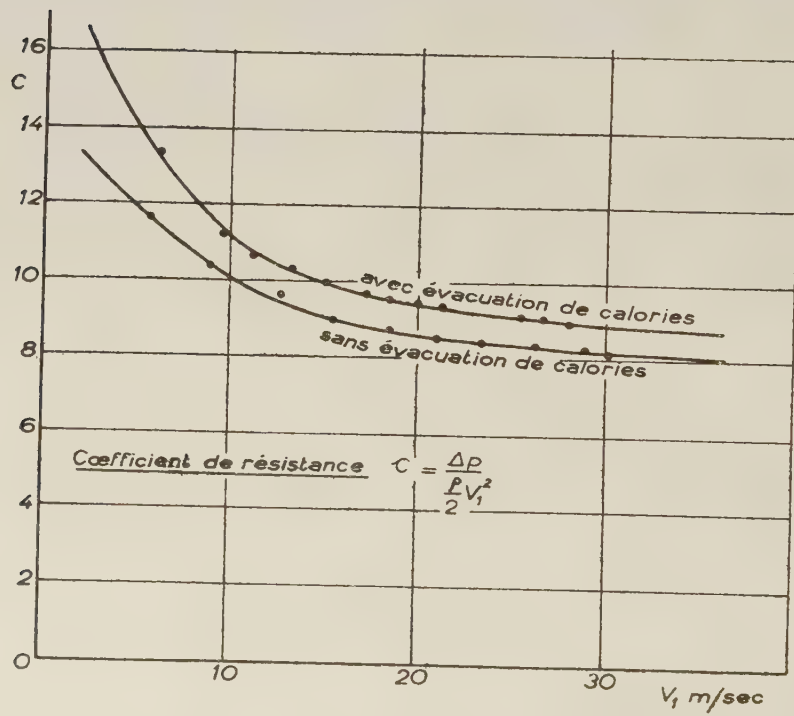
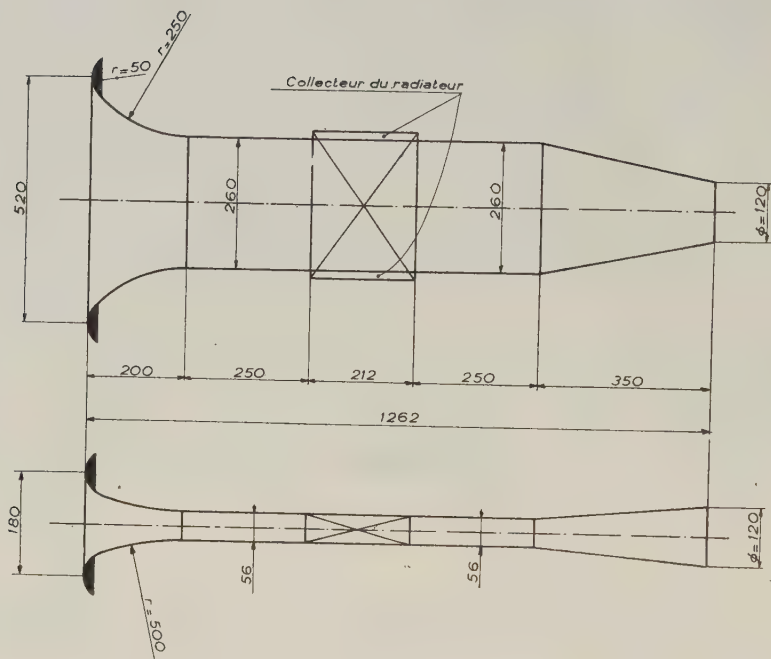


Planche X. — Soufflerie pour essais du radiateur Chausson. Section utile 260 × 56.

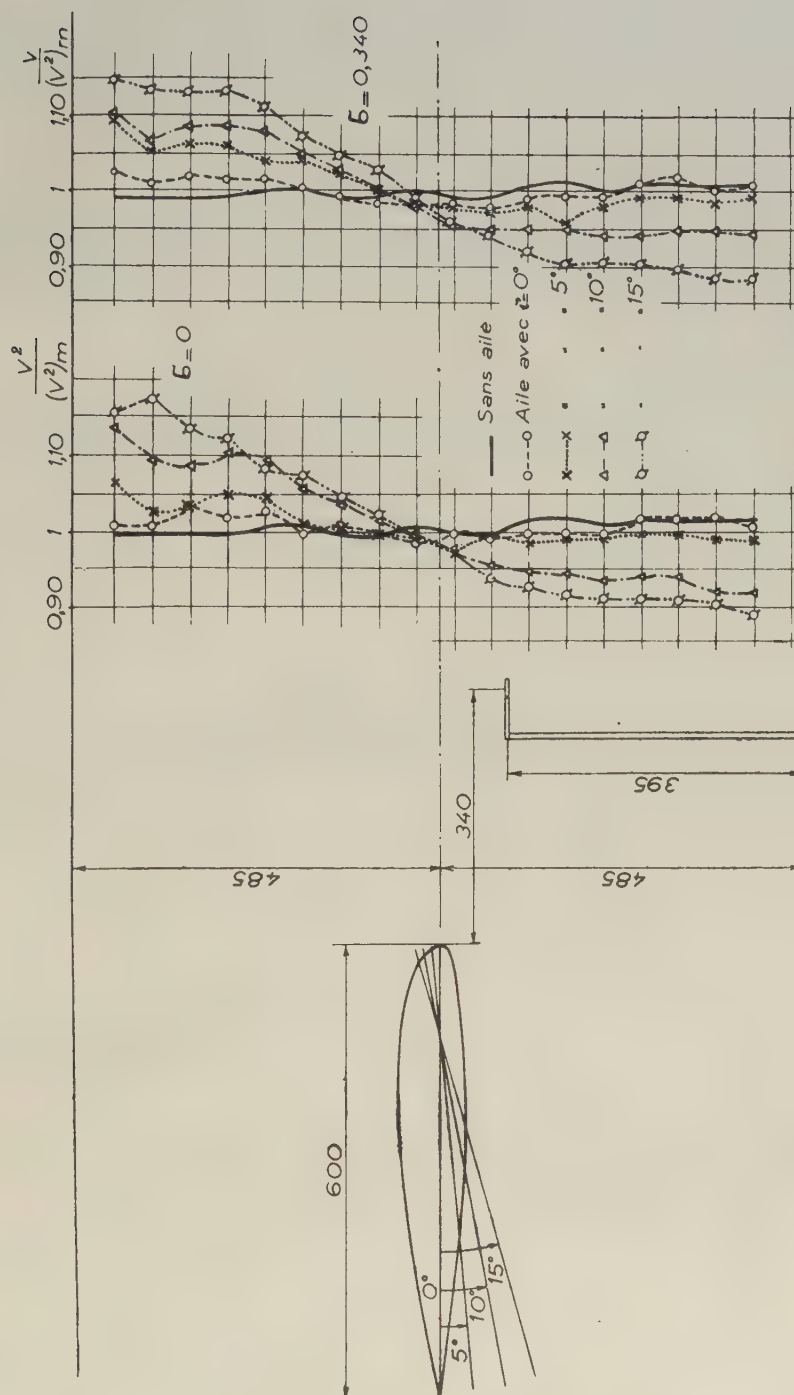


Planche XI. — Exploration verticale des vitesses en soufflerie.

du faisceau radiant, à savoir $2,6 \times 0,56 = 1,5 \text{ dm}^2$. Deux caissons calorifugés entourent les collecteurs, ainsi les calories sont uniquement évacuées par le courant d'air. En amont du radiateur, des prises de pression statique et dynamique et, en aval, une prise de pression statique permettent de mesurer les pertes de charge Δp et les vitesses V_1 .

La vitesse maximum obtenue est de 30 m/s.

Soufflerie type Eiffel n° 1 de l'Institut (Pl. LIV). — La soufflerie type Eiffel n° 1 a été utilisée pour étudier « entre panneaux » les polaires de l'aile-radiateur. De plus amples détails sont fournis au début du Chapitre XIV, 1^{re} remarque.

3. Mesures anémométriques.

1° *Mesure de la vitesse à l'infini amont V_o dans la soufflerie* (veine rectangulaire de $970 \times 1500 \times 310$). — Les explorations verticales des vitesses en amont de l'aile ont été faites à 340 mm de son bord d'attaque et pour $i^0 = 0, 5, 10, 15$, et pour $\sigma = 0$.

V^2 représentant le carré de la vitesse locale, et $(V^2)_m$ la moyenne arithmétique des V^2 sur toute la hauteur de la veine, la planche XI représente les variations de $\frac{V^2}{(V^2)_m}$ pour les explorations indiquées ci-dessus.

Nous avons doublé ces essais pour le profil muni de la sortie $\sigma = 0,340$, de façon à voir dans quelle mesure le fait de débiter de l'air à travers le radiateur influence les vitesses. Les courbes obtenues sont représentées sur la planche XI.

Nous avons adopté la position du pitot marquée sur la planche XI de façon à ne pas envoyer de sillages dans l'aile. Pour cette position du pitot nous avons obtenu les valeurs de $\frac{V^2}{(V^2)_m}$ rapportées ci-dessous :

$\begin{array}{c} i^0. \\ \sigma. \end{array}$	0°.	5°.	10°.	15°.
0.....	0,987	0,985	0,947	0,926
0,340.....	0,980	0,974	0,949	0,930

Nous avons adopté les valeurs moyennes :

$i^0.$	0°.	5°.	10°.	15°.
$V^2/(V^2)_m, \dots$	0,983	0,979	0,948	0,928

Nous n'introduisons pas ainsi sur la mesure de la vitesse une erreur supérieure à 0,35 % pour $i = 0^\circ$, à 0,55 % pour $i = 5^\circ$, à 0,1 % pour $i = 10^\circ$ et à 0,2 % pour $i = 15^\circ$.

Pour la position du pitot définie sur la planche XI, nous avons représenté les variations de $\frac{V^2}{(V^2)_m}$ avec l'incidence de l'aile sur la courbe 1 de la planche XII.

Le calcul de V_o est alors immédiat

$$V_o^2 = \frac{V^2}{\left[\frac{V^2}{(V^2)_m} \right]}$$

V^2 étant la vitesse donnée par le pitot, et $\frac{V^2}{(V^2)_m}$ le coefficient donné par la courbe 1 de la planche XII.

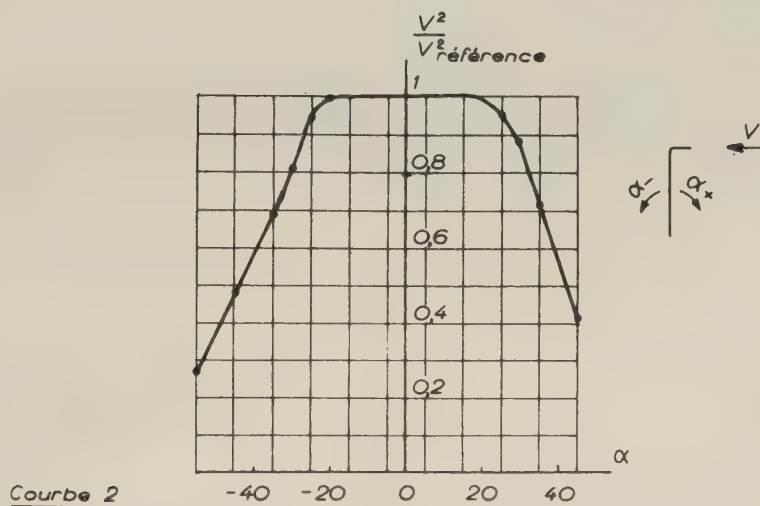
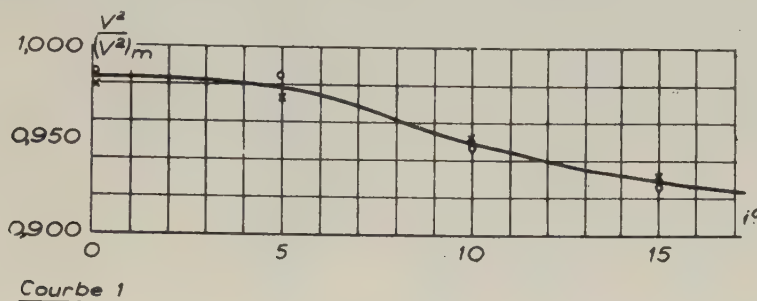


Planche XII. — Courbe 1, variations de $\frac{V^2}{(V^2)_m}$ en fonction de l'incidence de l'aile pour la position du pitot définie page précédente.

Courbe 2, étalonnage du pitot servant à la mesure de la vitesse V_1 , en amont du radiateur.

2° *Mesure de la vitesse V_1 en amont du radiateur.* — La planche XIII indique le dispositif permettant la mesure de V_1 . Un pitot qui se déplace au droit du radiateur, sort de l'aile par l'intrados et est supporté par un chariot. Celui-ci est guidé par deux tiges d'acier et se déplace sur une vis sans fin, commandée de l'extérieur de

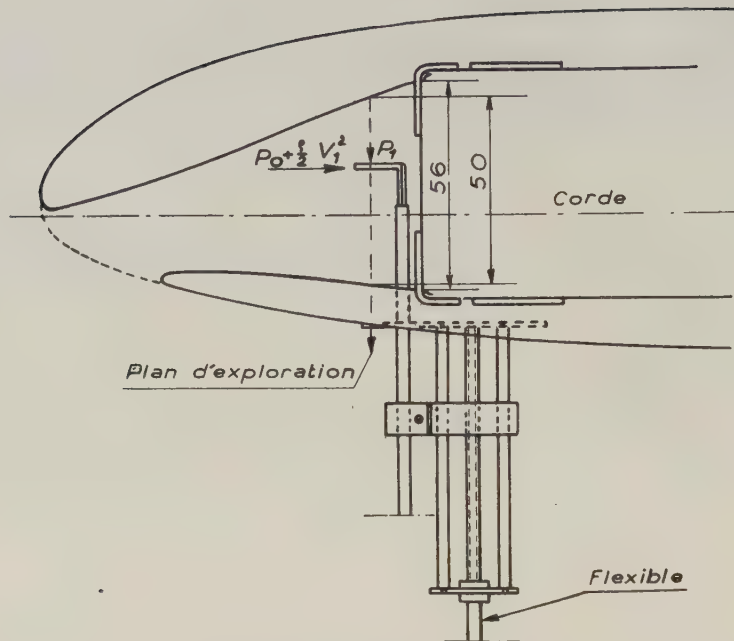


Planche XIII. — Pitot pour exploration des vitesses V_1 .

la soufflerie par un flexible. Les détails de construction du chariot mobile sont donnés planche XIV. Un étalonnage du pitot a été fait. La courbe 2 de la planche XII montre que les lectures du pitot sont indépendantes de l'angle fait par celui-ci avec

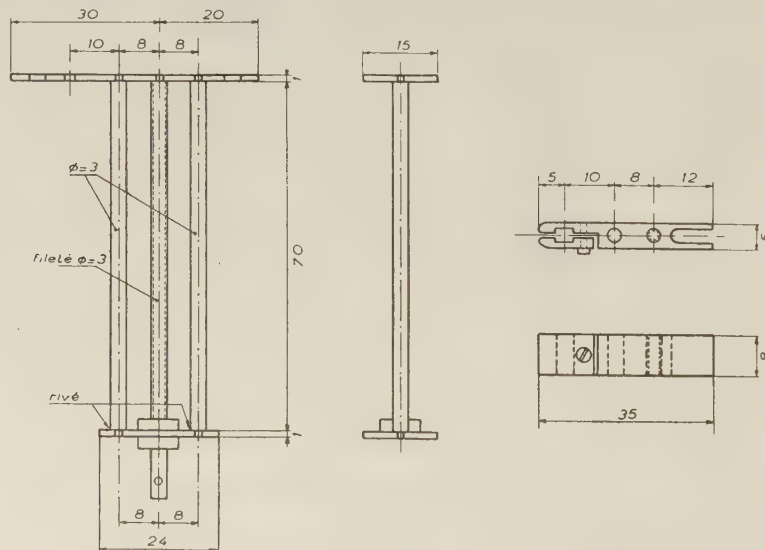
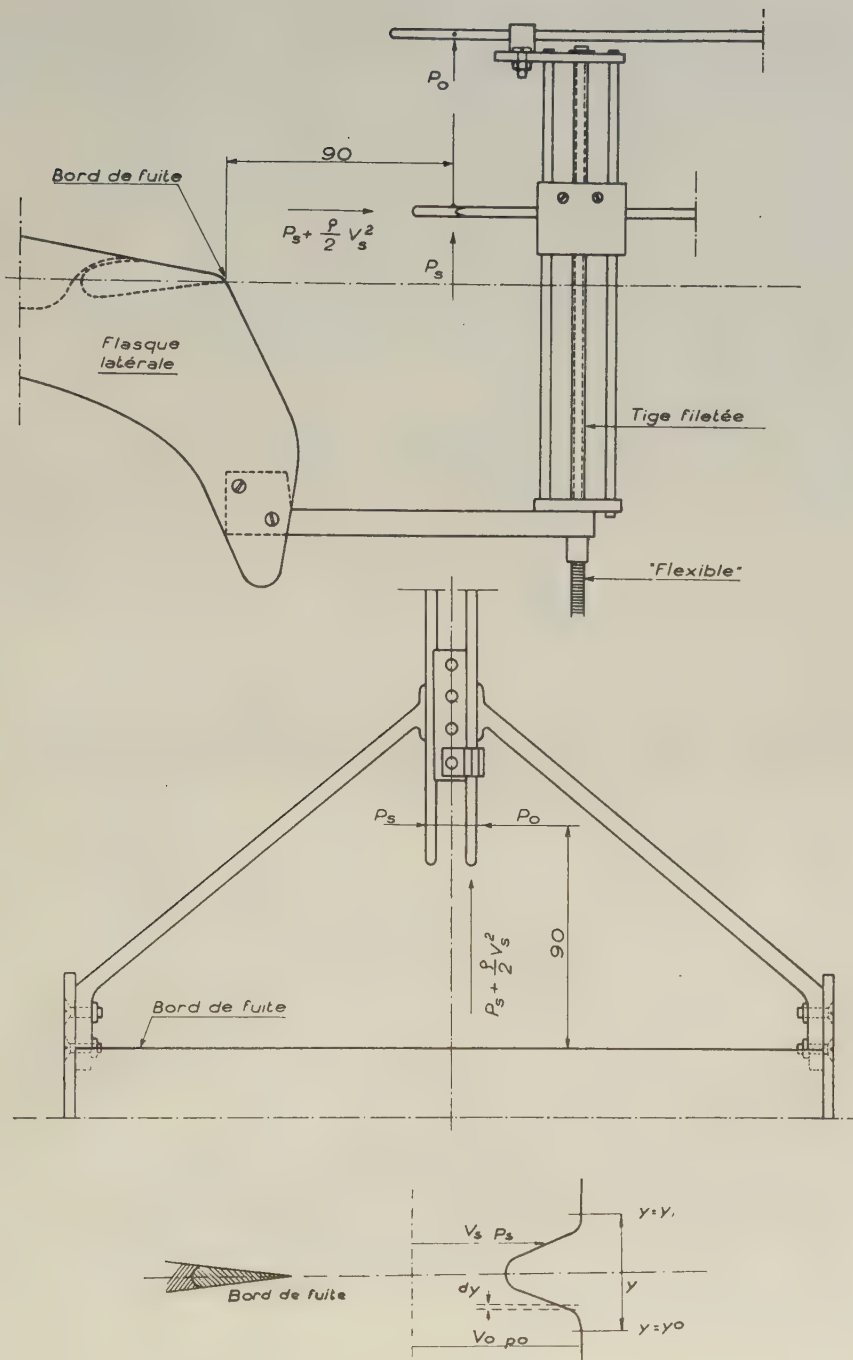


Planche XIV. — Détails du support du pitot servant à la mesure de la vitesse V_1 , en amont du radiateur.



Représentation du sillage.

Planche XV. — Étude anémométrique du sillage (1), vue de profil (2), vue en plan.

la direction du vent, pourvu qu'il soit compris entre $\pm 23^\circ$. Il convient de remarquer que la section d'exploration a 50 mm de haut, alors que la hauteur de la surface frontale du faisceau a 56 mm. Pour calculer V_1 , il faudra donc tenir compte de ces différences et faire l'opération suivante (conséquence de l'équation de continuité)

$$V_1 = \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \frac{50}{56} V_0 = 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m V_0.$$

3° *Mesure de la vitesse V_s dans le sillage (calcul des Cx_p)*. — La planche XV représente le dispositif propre à la mesure de V_s et au calcul des Cx_p par la méthode de JONES [3]. Le principe du chariot qui supporte les pitots est le même que celui qui est décrit pour la mesure de V_1 . La vis sans fin est aussi commandée extérieurement par un flexible.

L'appareil est supporté par deux poutrelles métalliques qui viennent se fixer sur les flasques latérales de l'aile. Les prises de pression statique et dynamiques se trouvent à 15 % de corde en arrière du bord de fuite. Dans un même plan vertical, on mesure p_o (prise statique en dehors du sillage et fixe) et $p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2$. Dans un même plan horizontal, on mesure p_s et $p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2$. Si dy représente un élément de hauteur du sillage, et l la corde de l'aile on aura

$$Cx_p = \frac{2}{l} \int_{y_0}^{y_1} \sqrt{\frac{\left(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2 \right) - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{\left(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2 \right) - p_o}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right) dy.$$

4. Circulation d'eau chaude.

1° *Installation générale*. — L'installation générale de la circulation d'eau chaude est représentée planche XVI. Le tracé du circuit est tel qu'il permet un remplissage, total de l'installation et des circuits d'eau par évacuation naturelle de l'air. Nous nous sommes efforcé de supprimer, au mieux, les points d'ébullition locaux et d'évacuer la vapeur aux points critiques, en particulier près des bouillottes électriques.

Le circuit est constitué par les organes suivants disposés en série : radiateur, pompe, bouillottes électriques, vase d'expansion, radiateur. Lorsque l'installation est entièrement pleine d'eau, le vase de remplissage est mis hors circuit. Grâce au vase d'expansion, le circuit hydraulique est mis à la pression atmosphérique.

Les bouillottes électriques, dont la puissance maximum est de 13 kW, et la pompe placée au point le plus bas du circuit, sont logées dans un meuble calorifugé. La photo de la planche XVII montre ce meuble dont les portes ouvertes laissent voir le groupe bouillottes-moto-pompe.

2° *Mesure des températures et des débits*. — La mesure de la température de l'air à l'entrée du radiateur se fait grâce à un thermomètre à mercure placé en dehors de la soufflerie. Cette mesure est faite à 2 % près.

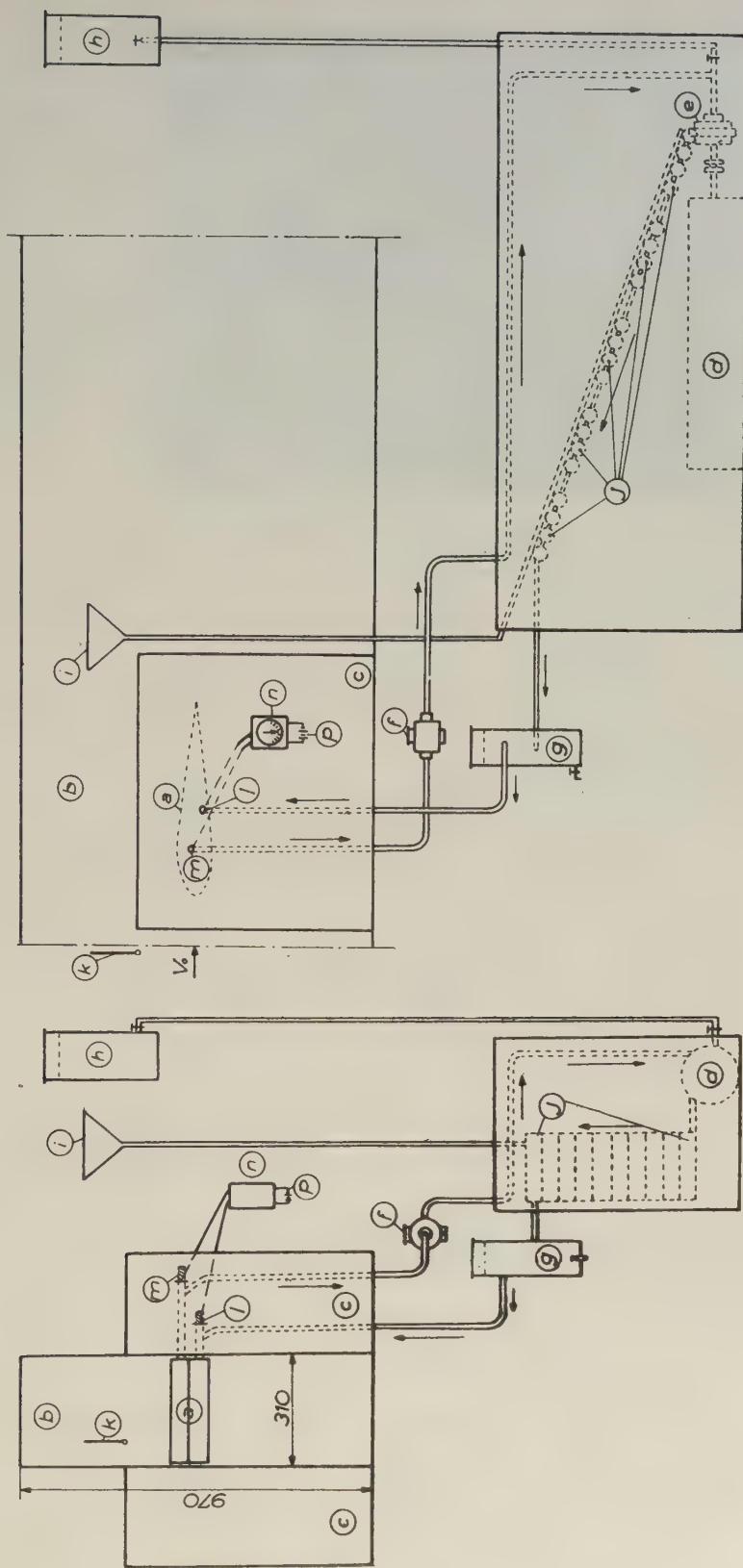


Planche XVI. — Circuit de l'eau chaude alimentant l'aile-radiateur.

a, aile radiateur; *b*, tunnel; *c*, caisson étanche; *d*, moteur électrique; *e*, pompe centrifuge; *f*, compteur d'eau (échappement, air vapeur); *g*, vase de remplissage du circuit; *h*, vase d'expansion pour la vapeur des bouillottes; *i*, bouillottes (chauffage électrique); *k*, thermomètre (air); *l*, sonde à résistance (entrée de l'eau); *m*, sonde à résistance (sortie de l'eau); *n*, pyromètre (lecture des t°); *p*, accus du pyromètre.

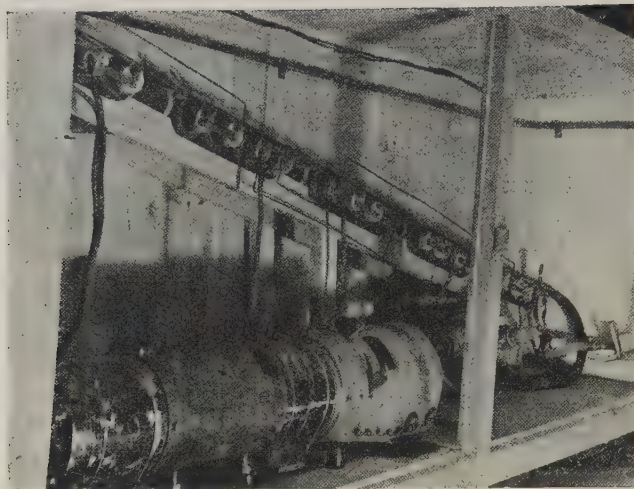


Planche XVII. — Bouillotte moto-pompe.

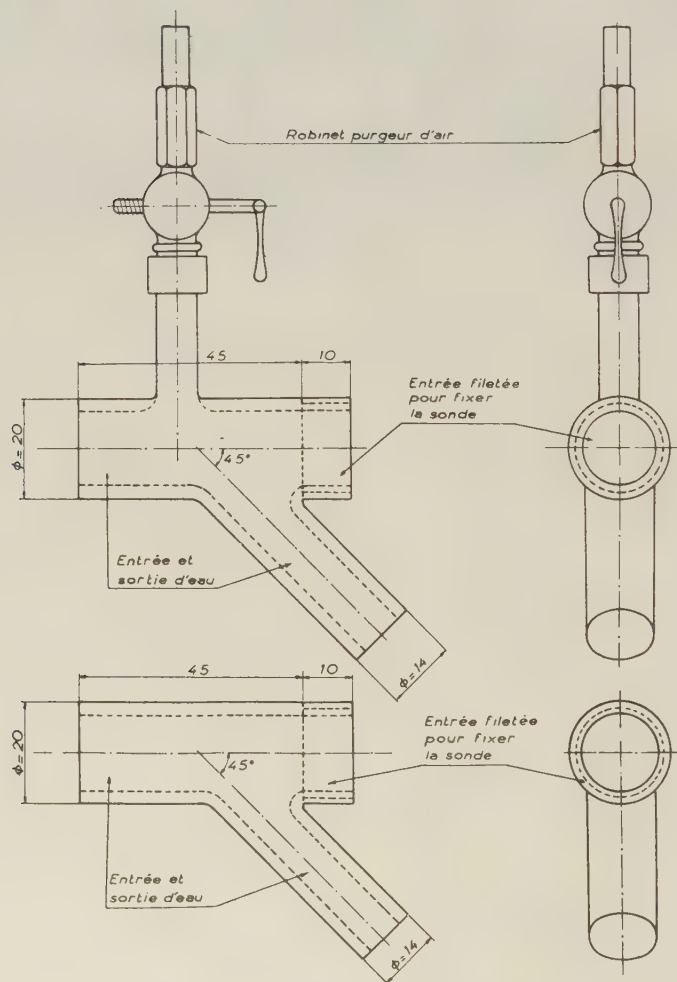


Planche XVIII. — Mesure des températures.

Les températures d'entrée et de sortie de l'eau sont mesurées par des sondes à résistance. Nous avons utilisé ce procédé de préférence à un autre parce qu'il fallait installer les prises de température le plus près possible des collecteurs du radiateur, donc à l'intérieur des caissons étanches. Des thermomètres n'auraient pas été de lecture facile et n'auraient pas assuré la liberté nécessaire pour les mesures aérodynamiques. Des fils électriques souples sont peu gênants et peuvent sortir des caissons sans provoquer de fuites d'air. Les sondes à résistance sont peu encombrantes (*Pl. XIX*) et donnent des mesures suffisamment précises lorsqu'elles ont été étalonnées dans les mêmes conditions que celles dans lesquelles elles fonctionnent normalement.

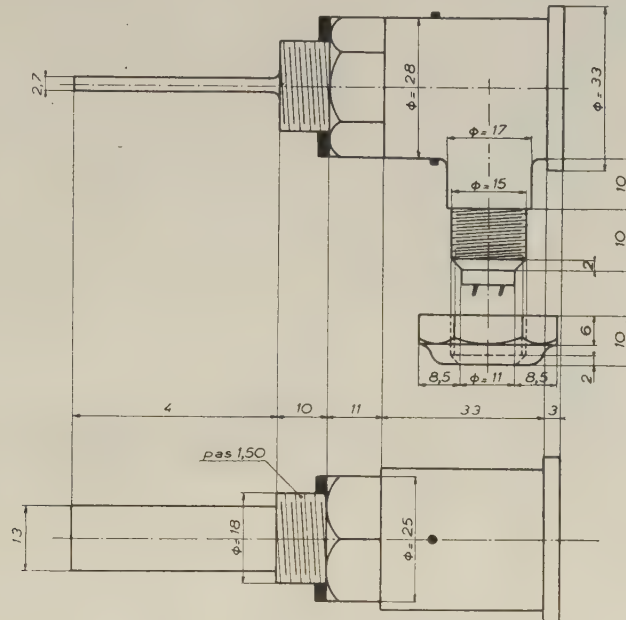


Planche XIX. — Sonde à résistance Hartmann et Bräun. Mesure des t° .

En fait, des tubes en forme de Y (*Pl. XVIII*) sont placés dans le circuit, immédiatement à l'entrée et à la sortie d'eau du radiateur, permettant une circulation aisée du liquide, alors que les extrémités des sondes, vissées sur ces tubes, plongent dans l'eau.

Les débits d'eau sont mesurés par un simple compteur à eau chaude, permettant des lectures avec des erreurs de 1 % au maximum.

Ce compteur a été placé après la sortie d'eau du radiateur, de façon que le liquide qui le traverse soit le moins chaud possible.

5. Balance aérodynamique à cardan élastique.

1° *Description.* — La balance aérodynamique à cardan élastique, due à M. GRUSON, comporte trois dynamomètres : sustentation, traînée, tangage (*Pl. XX*).

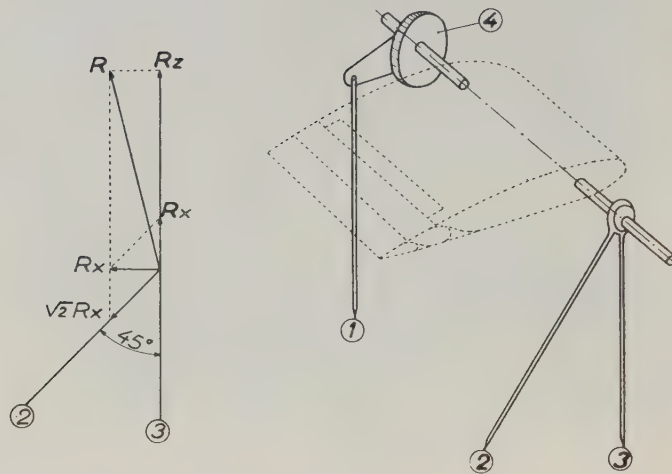


Planche XX. — Schéma de la balance à cardan.

I, variation de l'incidence; II, dynamomètre de traînée;
III, dynamomètre de poussée; IV, joint de cardan.

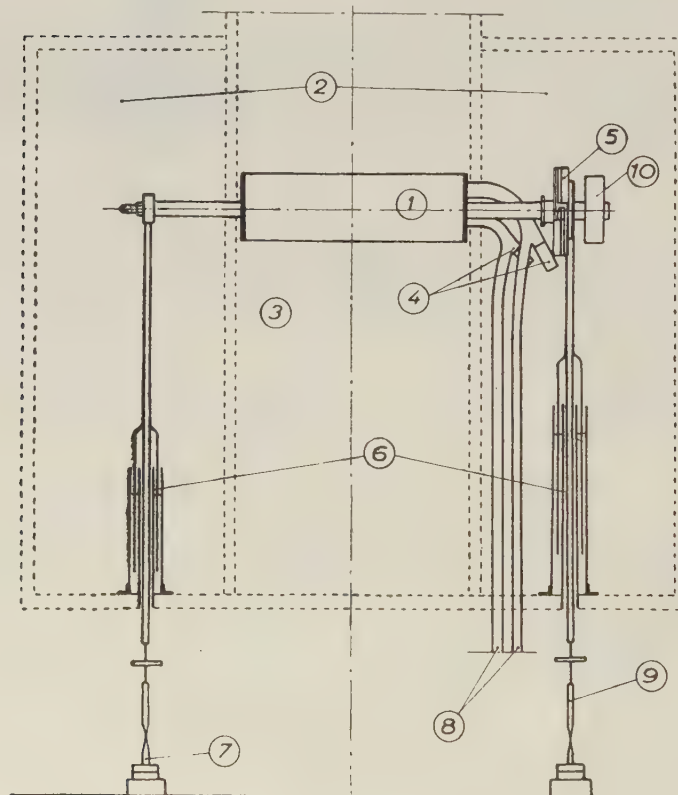


Planche XXI. — Balance à cardan, circulation d'eau.

1, aile radiateur; 2, caissons étanches; 3, tunnel aérodynamique; 4, sondes à résistance; 6, joints hydrauliques;
7, dynamomètre de poussée; 8, entrée et sortie d'eau; 9, variation d'incidence; 10, partie fixe de cardan.

Elle est constituée essentiellement par deux bras en acier ($\Phi = 20 \text{ mm}$), fixés de part et d'autre de l'aile, dont les extrémités sont liées d'une part, à une bielle verticale attaquant un dynamomètre de poussée et à une bielle inclinée à 45° par rapport à l'horizontale et liée à un dynamomètre mesurant la traînée, et d'autre part, à une cardan élastique fixée rigidement. Toutes les articulations autour de ces bras sont montées sur roulements à billes. Sur la cardan est vissé un bras en dural supportant une bielle qui sert à faire varier l'incidence de l'aile et qui, liée à un dynamomètre, peut mesurer le couple (Pl. XXI et XXII).

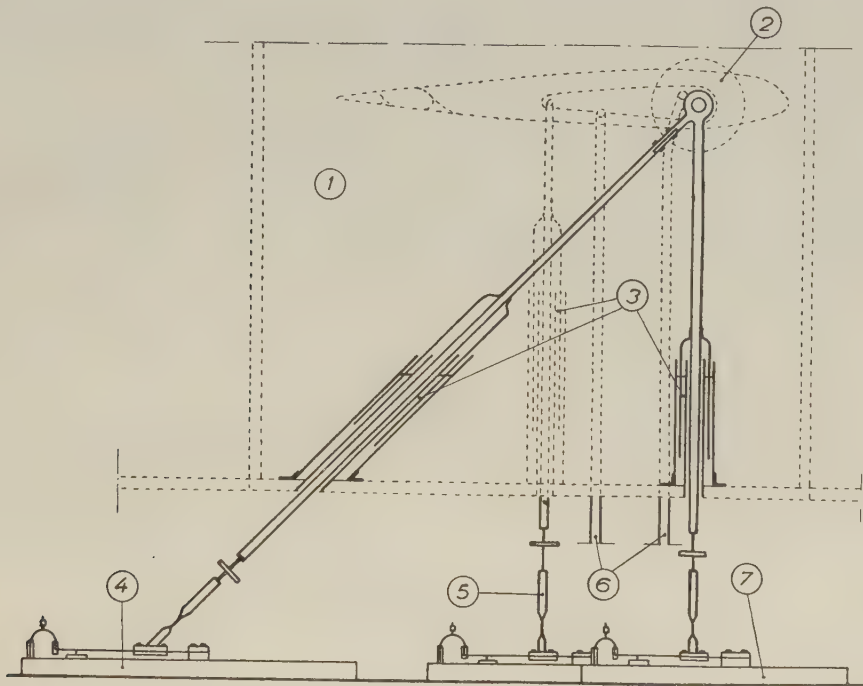


Planche XXII. — Balance à cardan, circulation d'eau.

1, caisson étanche; 2, joint de cardan; 3, joints hydrauliques; 4, dynamomètre de traînée;
5, variation d'incidence; 6, entrée et sortie d'eau; 7, dynamomètre de poussée.

Les trois bielles sont situées dans des plans verticaux et parallèles à la direction du vent. Elles sortent des caissons étanches par des joints hydrauliques afin d'éviter les fuites d'air.

Remarquons qu'en fait le dynamomètre (III) mesure la somme : traînée + poussée, Mais une simple correction nous donne la sustentation. Le dynamomètre (II) mesure la traînée multipliée par $\sqrt{2}$. Mais un tarage fait dans un plan horizontal donne directement la résistance à l'avancement.

Cette balance est d'autant plus précise que la correction due à la traînée des fils est inutile.

2° *Installation générale (Pl. XXI et XXII).* — Il fallait que la circulation de l'eau ne gêne pas la liberté de l'aile. Pour cela, l'entrée et la sortie de l'eau se sont faites par des tuyaux de caoutchouc souples et verticaux, ce qui leur a laissé une plus grande liberté de mouvement par suite de leur longueur. De plus, la lecture des « zéros » des dynamomètres fut faite alors que la pompe débitait, de façon à éliminer dans les mesures les réactions dues à la circulation de l'eau dans les tuyaux.

CHAPITRE II.

ÉCOULEMENT DE L'AIR DANS LE CANAL INTERNE DE L'AILE.

6. Vitesses V_1 en amont du radiateur froid.

Afin de déterminer le diffuseur qui donne la meilleure répartition des vitesses V_1 au droit du radiateur, nous avons étudié la répartition de $\frac{V_1}{V_0}$ pour chacun des trois avants 1, 2 et 3 en fonction des ouvertures $\sigma = 0,1695$, $\sigma = 0,340$, $\sigma = 0,241$ et des incidences $i = 0, 5, 10, 15^\circ$. Le braquage des volets est resté nul au cours de ces essais.

Valeurs de $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ pour les avants 1, 2 et 3. Radiateur froid.

Avant 1 :

$\begin{array}{c} i^\circ \\ \sigma \end{array}$	0°	5°	10°	15°
0,1695.....	0,249	0,216	0,324	0,305
0,241.....	0,296	0,268	0,367	0,332
0,340.....	0,338	0,328	0,404	0,361

Avant 2 :

$\begin{array}{c} i^\circ \\ \sigma \end{array}$	0°	5°	10°	15°
0,0715.....	0,196	0,173	0,141	0,206
0,1695.....	0,245	0,243	0,243	0,318
0,241.....	0,270	0,275	0,294	0,393
0,340.....	0,286	0,316	0,366	0,431
0,340 $\beta = 20^\circ$	0,357	0,388	0,461	0,497

Avant 3 :

i° σ	0°	5°	10°	15°
0,1695.....	0,186	0,276	0,218	0,266
0,241.....	0,225	0,306	0,259	0,325
0,340.....	0,237	0,339	0,319	0,400

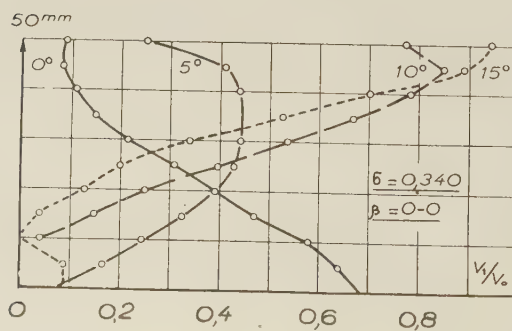
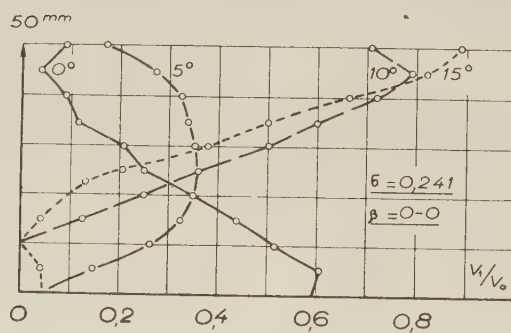
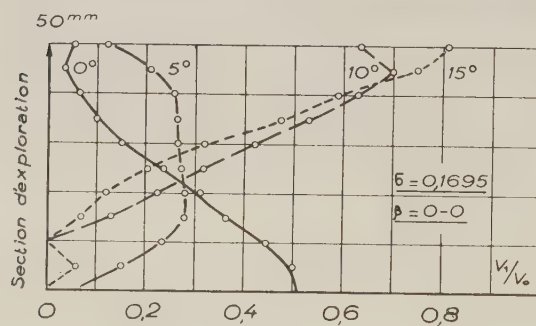


Planche XXIII. — Profil des vitesses en amont du radiateur froid avant 1 sans déflecteur $i^\circ = 0-5-10-15$.

Les valeurs expérimentales de $\frac{V_1}{V_0}$ sont données plus loin. Sur les planches XXIII, XXIV et XXV, nous avons reproduit les profils des vitesses pour chacun des cas

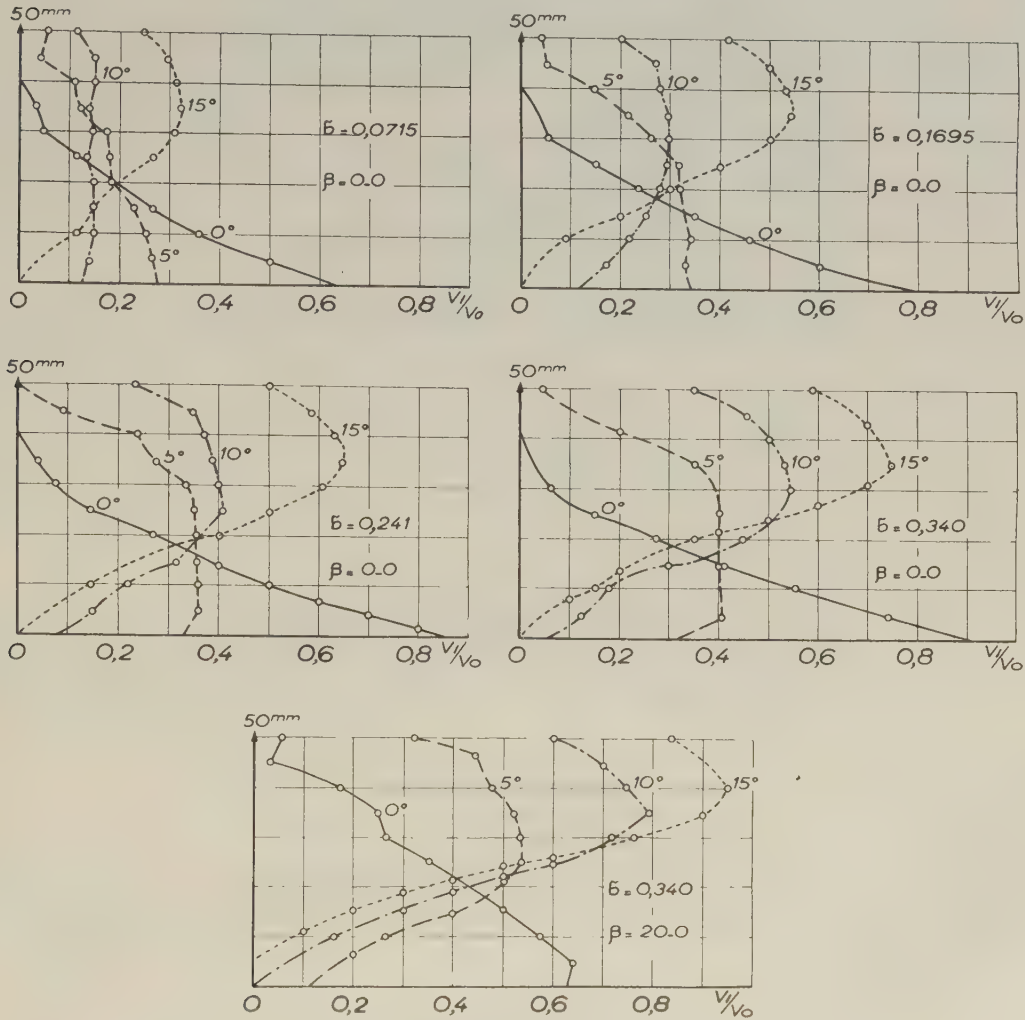


Planche XXIV. — Profil des vitesses en amont du radiateur froid avant 2 sans déflecteur $i^0 = 0-5-10-15$.

énumérés ci-dessus. Les planches XXVI et XXVII donnent les variations du débit d'air $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$, moyenne arithmétique des coefficients locaux $\frac{V_1}{V_0}$, d'une part, avec l'ouverture de sortie pour une incidence donnée et, d'autre part, avec l'incidence i pour un σ donné.

Il en résulte que :

— Le débit d'air dépend de la position d'entrée du diffuseur, de l'incidence de l'aile, et croît avec l'ouverture de sortie du canal;

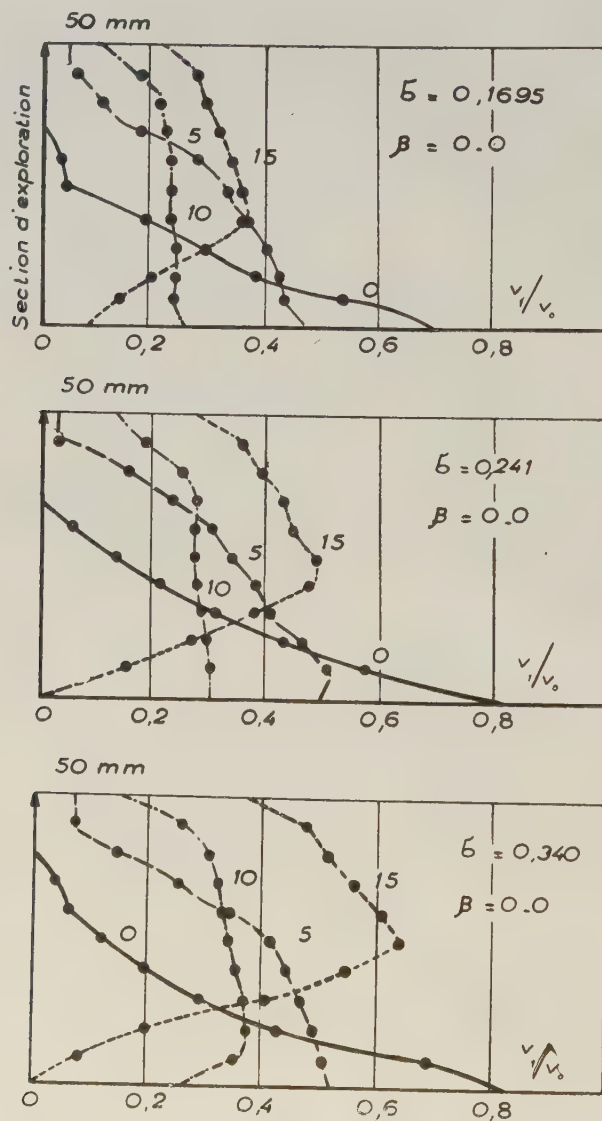


Planche XXV. — Profil des vitesses en amont du radiateur froid avant 3 sans déflecteur $i^0 = 0-5-10-15$.

— Pour l'avant 1, $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ passe par un minimum pour $i \cong 4^\circ$ et par un maximum pour $i \cong 11^\circ$, alors que pour l'avant 3, $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ passe par un minimum pour $i \cong 10^\circ$ et par un maximum pour $i \cong 6^\circ$;

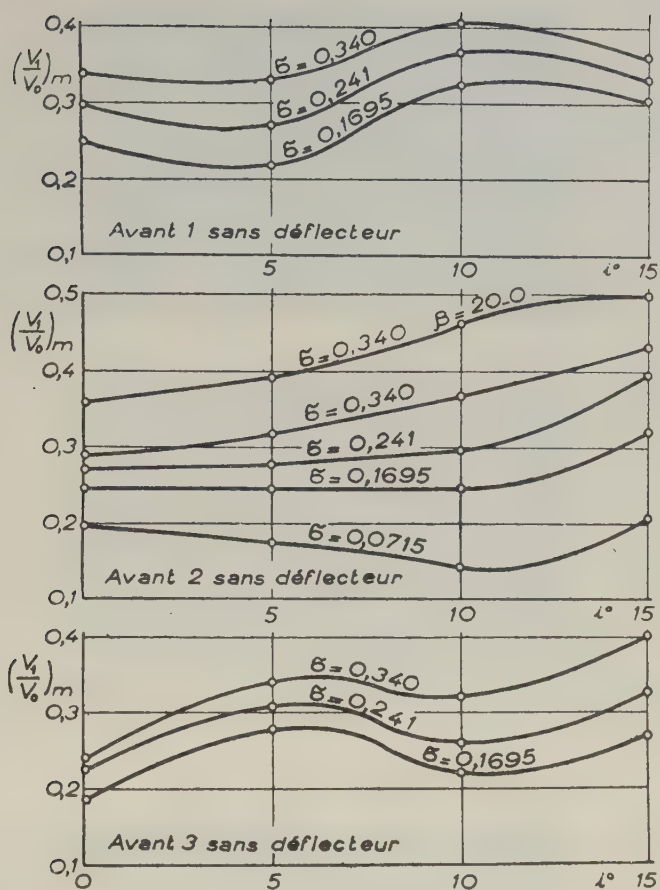


Planche XXVI. — Variation du débit d'air avec l'incidence de l'aile radiateur froid.

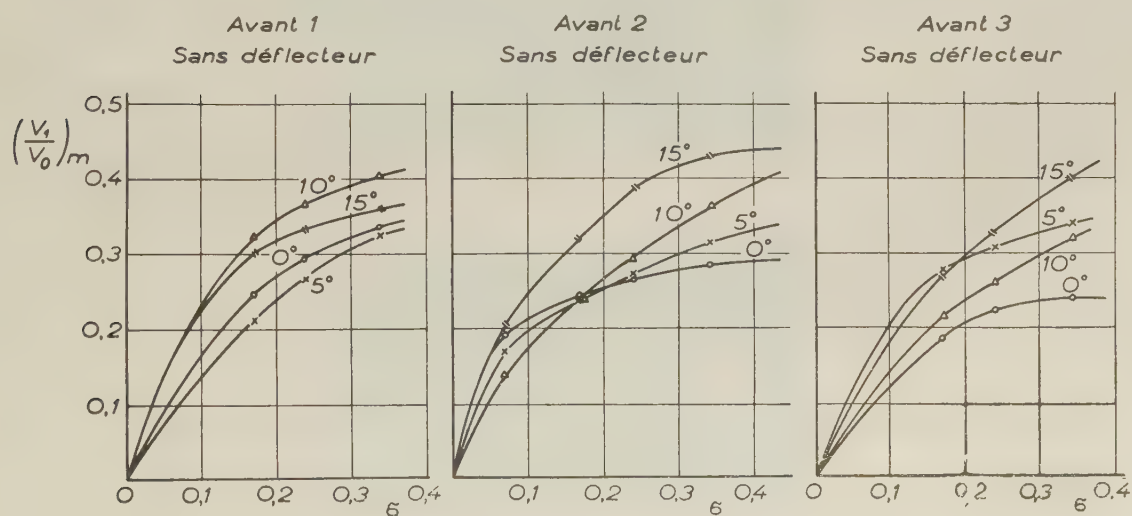


Planche XXVII. — Variation du débit d'air avec l'ouverture de sortie radiateur froid.

$$i = 0^\circ - 5^\circ - 10^\circ - 15^\circ, \quad \beta = 0 - 0.$$

— Le profil des vitesses ne se modifie pas lorsque l'ouverture de sortie varie. Toutefois, les singularités de l'écoulement sont d'autant plus accentuées que σ est plus grand, ce qui aura pour effet, comme nous le verrons, d'influencer l'évacuation des calories. Les profils dépendent essentiellement de l'angle fait par l'axe du diffuseur avec la direction de la vitesse du vent à l'infini amont.

— Du fait de la dépression existant sur l'extrados, avec une ouverture de sortie relativement faible $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ atteint et même dépasse la perméabilité du radiateur (voir perméabilité *Pl. XLI*).

Avant 2. — L'avant 2 ayant donné les meilleurs résultats, nous avons complété son étude avec $\sigma = 0,0715$ et avec $\sigma = 0,340$, $\beta = 20^\circ, 0$.

Les conclusions précédentes sont ainsi complétées :

— Pour l'avant 2, le débit d'air varie linéairement depuis $i = 0^\circ$ jusqu'à $i = 10^\circ$, puis croît jusqu'à $i = 15^\circ$, et cela pour les différents σ .

— Le débit croît à la fois avec l'incidence et avec l'ouverture de sortie dès que σ dépasse la valeur 0,175, soit $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m = 0,248$.

— Lorsque les volets sont braqués d'un angle $\beta = 20^\circ, 0$ pour une même ouverture de sortie $\sigma = 0,340$, les débits se trouvent multipliés par 1,22 environ.

7. Visualisation à la cuve à eau (avant 2).

A la suite des résultats obtenus au paragraphe 6, nous retiendrons pour les essais suivants l'avant 2, que nous essaierons d'améliorer à l'aide de déflecteurs.

Auparavant, nous allons visualiser et confirmer les profils des vitesses déjà donnés par l'étude au pitot (*Pl. XXIV*) dans le canal muni de l'avant 2.

Quatre photographies ont été réalisées pour $i = 0, 5, 10$ et 15° (*Pl. XXVIII* et *XXIX*).

Pour $i = 0^\circ$, le bas du radiateur seul est alimenté. Dans la partie supérieure, il se forme un tourbillon.

Pour $i = 5^\circ$, toute la partie médiane du radiateur est alimentée. Des décollements se produisent dans les parties supérieures et inférieures du diffuseur, en particulier au raccordement diffuseur-radiateur.

Pour $i = 10^\circ$, le radiateur est bien léché par l'air.

Pour $i = 15^\circ$, seule la partie supérieure du radiateur sera refroidie.

Les photographies seront utilisées pour établir les déflecteurs.

8. Études de déflecteurs de diffuseurs [déflecteurs 1, 2, 3, 4 (radiateur froid)].

Déflecteurs 1, 2, 3 (Pl. XXX et XXXI). — Les déflecteurs 1, 2, 3 ont été réalisés en vue de capter une partie de l'air qui s'écoule dans la partie inférieure du diffuseur et à le forcer à alimenter les lames supérieures du radiateur.

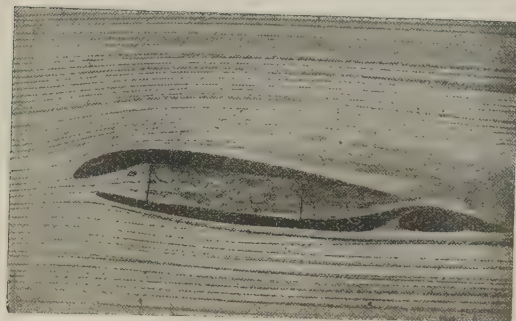
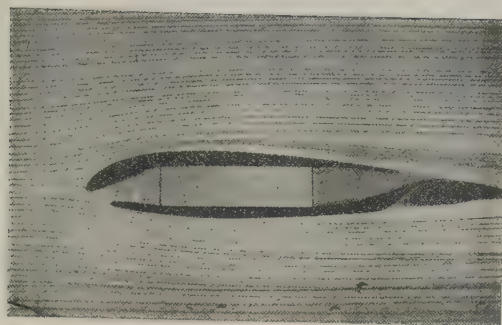


Planche XXVIII. — Avant n° 2 sans déflecteur.

Photo 1 : $i = 0^\circ$; photo 2 : $i = 5^\circ$.

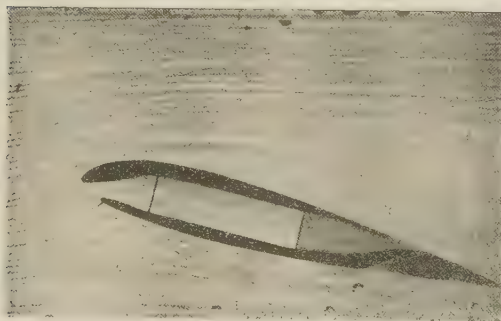
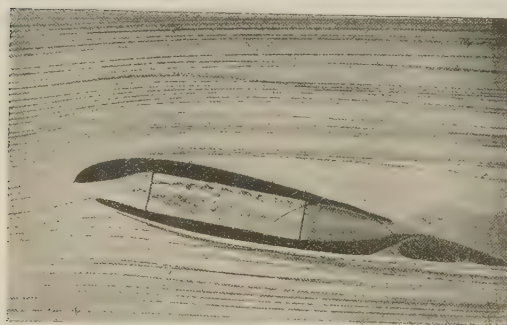


Planche XIX. — Avant n° 2 sans déflecteur.

Photo 3 : $i = 10^\circ$; photo 4 : $i = 15^\circ$.

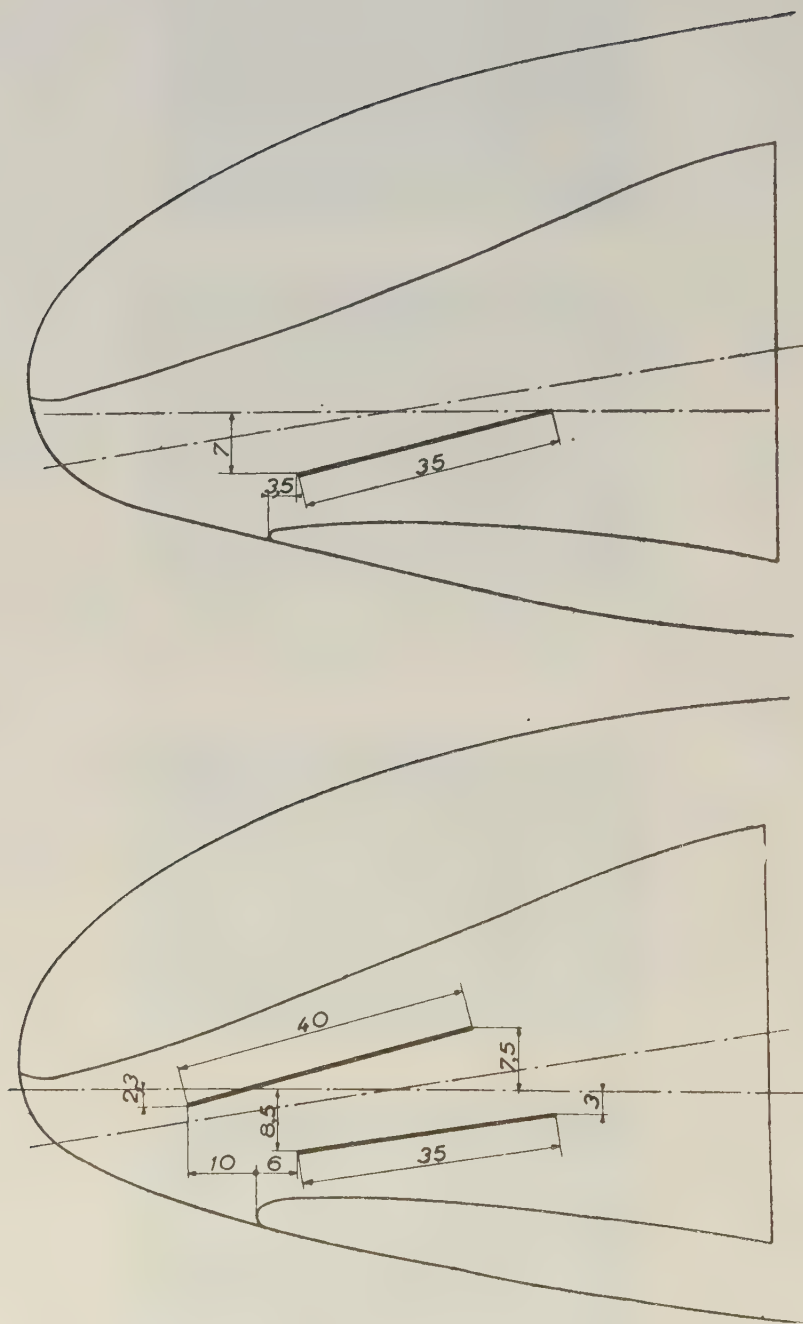


Planche XXX. — Avant n° 2 déflecteur n° 1; déflecteur n° 2.

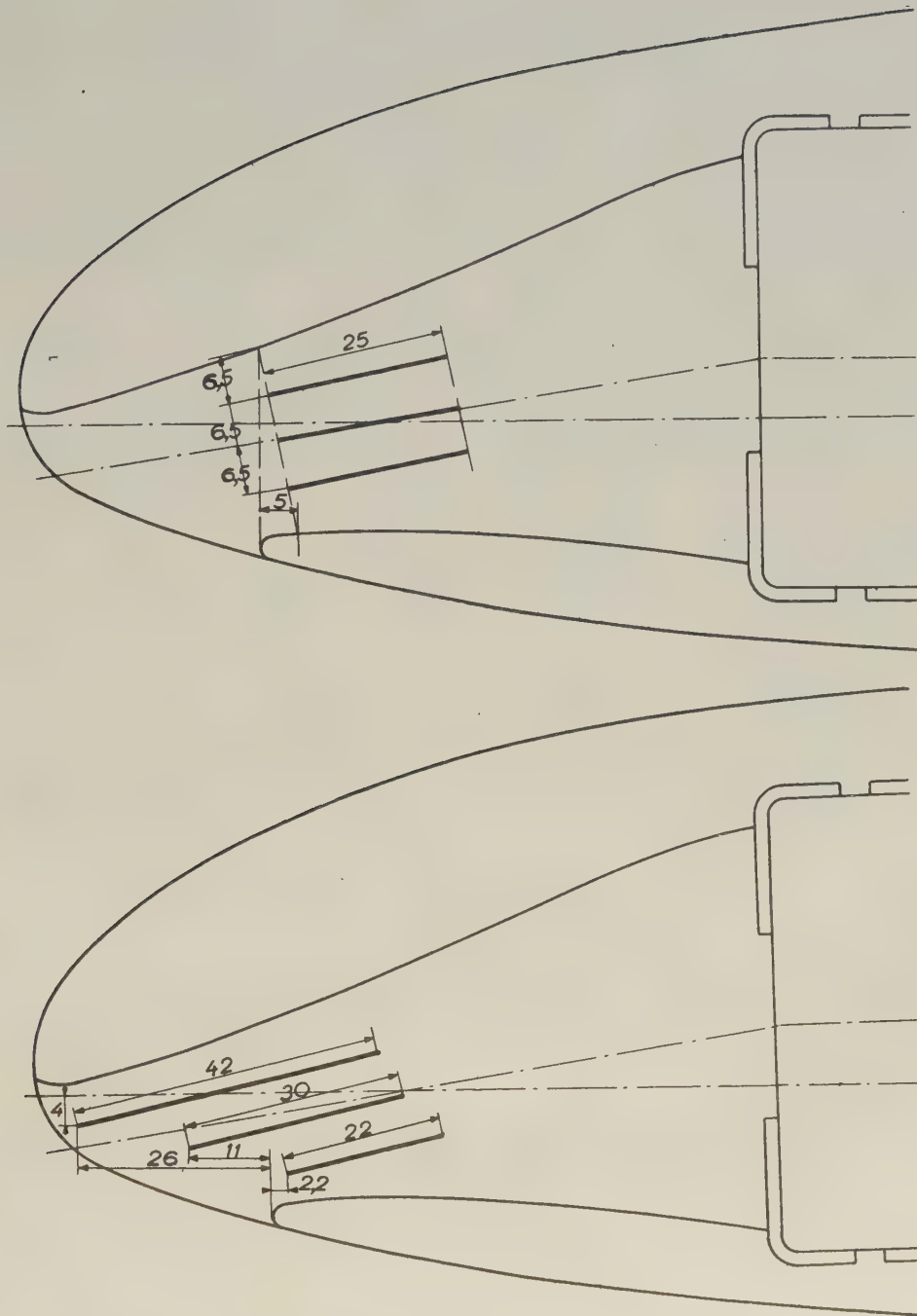


Planche XXXI. — Avant n° 2 déflecteur n° 3; déflecteur n° 4.

La planche XXXII qui reproduit les profils des vitesses obtenus avec ces déflecteurs pour $\sigma = 0,1695$ et $\sigma = 0,340$ montre que l'écoulement n'est pas amélioré pour $i = 0^\circ$. Les flèches indiquent l'influence de chacune des lames des déflecteurs.

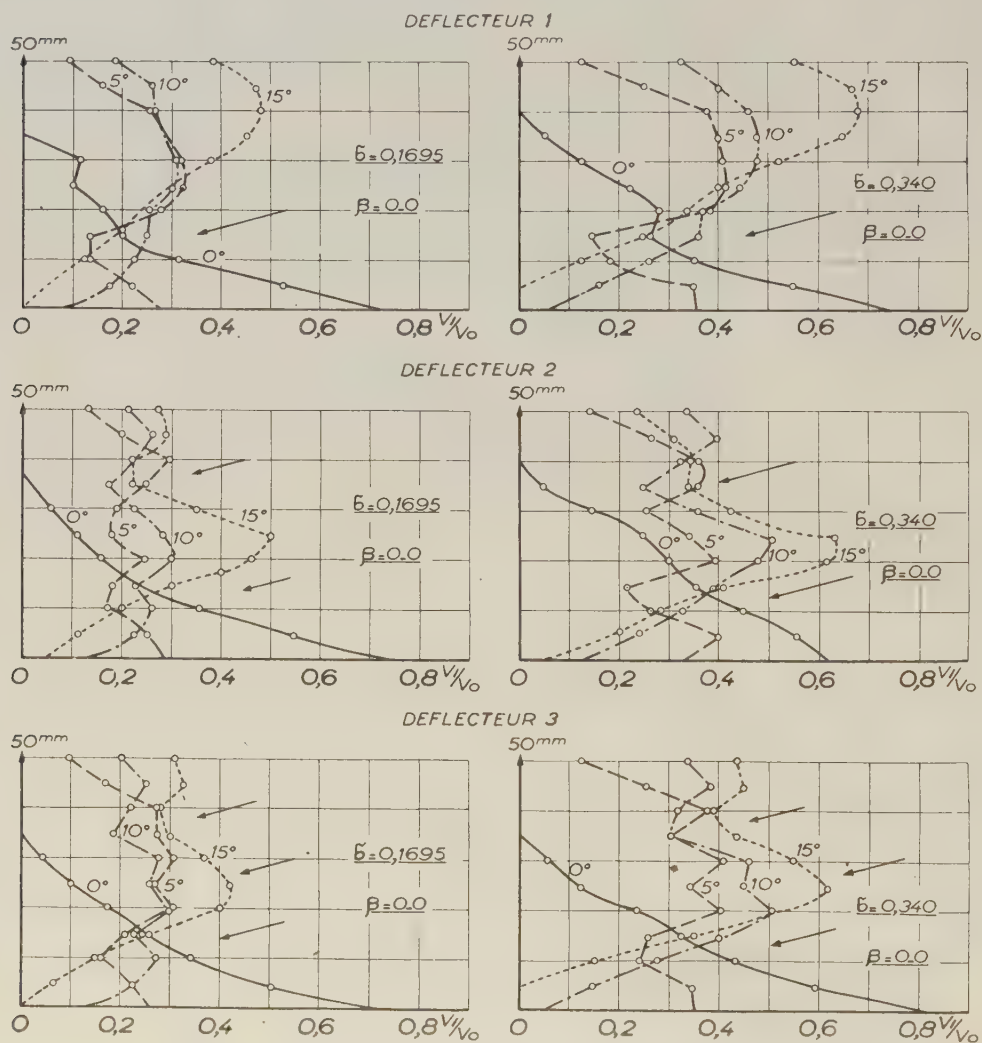


Planche XXXII. — Profils des vitesses en amont du radiateur froid avant n° 2, déflecteur n°s 1-2-3.

$i^\circ = 0-5-10-15.$

Enfin, pour un même σ , la valeur du débit d'air se trouve diminuée par rapport à celle mesurée avec l'avant 2 sans déflecteur (Pl. XXXIV).

Défecteur 4 (Pl. XXXI). — La photographie 1 de la planche XXVIII montre que, pour $i = 0^\circ$, l'air frappe le bord d'attaque, contourne légèrement celui-ci et glisse vers le bas du diffuseur.

La lame supérieure du déflecteur, suffisamment avancée, est conçue de façon à capter une partie de l'air avant que celui-ci n'ait gagné le bas du diffuseur et à le guider vers la partie haute du radiateur.

La seconde lame guide l'air vers la partie médiane du radiateur et la troisième alimente le bas du radiateur pour $i = 15^\circ$.

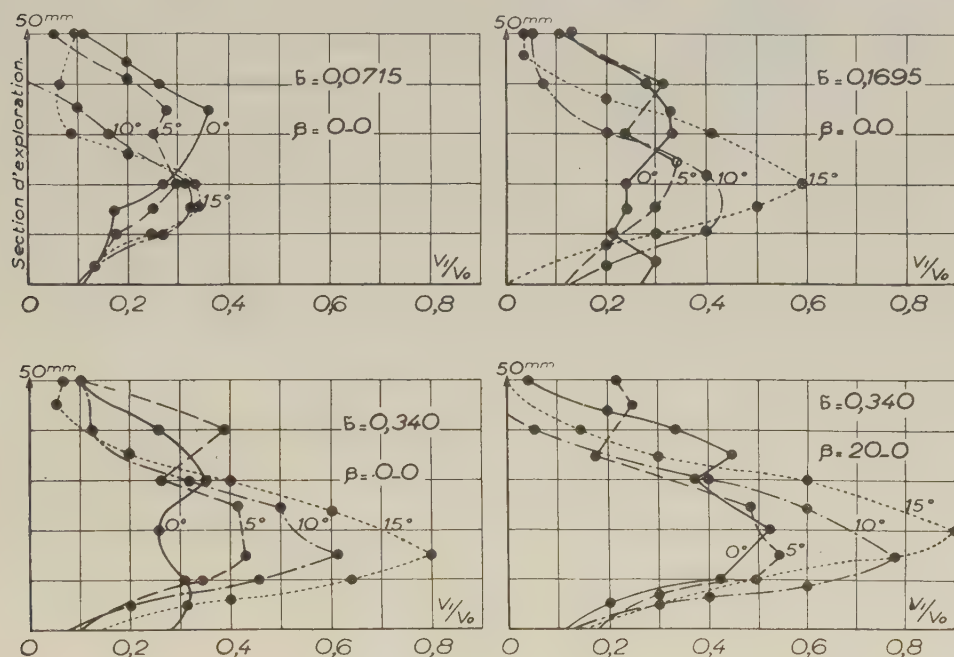


Planche XXXIII. — Profils des vitesses en amont du radiateur froid avant n° 2, déflecteur 4.

$i^\circ = 0-5-10-15.$

Ces deux dernières lames ont dû être légèrement décalées et situées un peu en retrait de la forme initiale du profil pour ne pas gêner l'écoulement qui s'établit pour $i = 5^\circ$ et $i = 15^\circ$ (photos 2 et 3). En particulier, la photographie 2 de la planche XXVIII nous a permis de fixer l'orientation des lames du déflecteur 4.

Nous avons étudié la répartition des vitesses V_1 au droit du radiateur pour l'avant 2 muni du déflecteur 4 et pour $\sigma = 0,0715$, $\sigma = 0,1695$, $\sigma = 0,340$.

β est demeuré nul au cours de ces essais. Nous avons complété cette étude pour $\sigma = 0,340$, $\beta = 20,0^\circ$. Les valeurs expérimentales sont les suivantes :

Valeurs de $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ • Avant 2. Déflecteurs 1. Radiateur froid.

i° γ	0°.	5°.	10°.	15°.
0,0715.....	0,224	0,198	0,156	0,162
0,1695.....	0,254	0,244	0,224	0,263
0,340.....	0,266	0,294	0,289	0,363
0,340 β 20° 00' ..	0,321	0,326	0,347	0,407

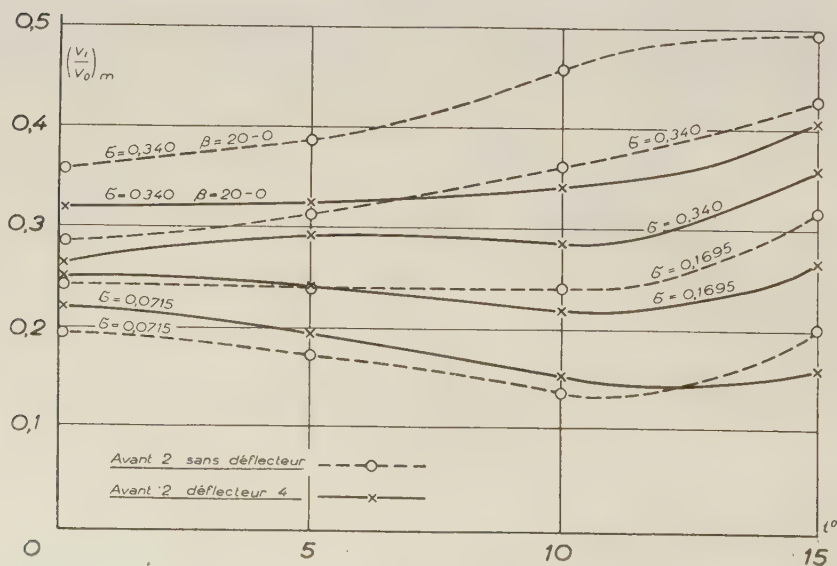
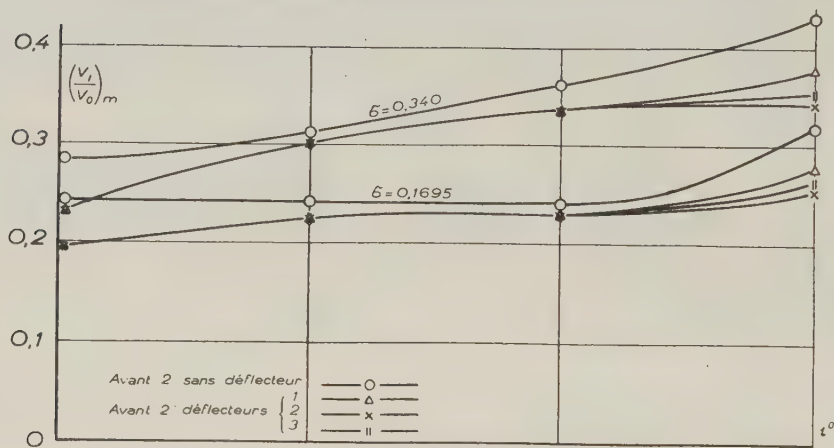


Planche XXXIV. — Variation du débit d'air avec l'incidence de l'aile-radiateur froid avant n° 2, déflecteur 1-2-3-4. $i^\circ = 0-5-10-15$.

On voit que : La répartition des vitesses V_1 est améliorée, en particulier pour $i = 0^\circ$ et que l'écoulement est acceptable pour $i = 5^\circ$ et $i = 10^\circ$ (Pl. XXXIII).

Le débit d'air croît avec σ , mais sa sensibilité est plus faible lorsque l'avant 2 est muni de déflecteur que lorsqu'il n'en possède pas (Pl. XXXIV et XXXV). Ainsi,

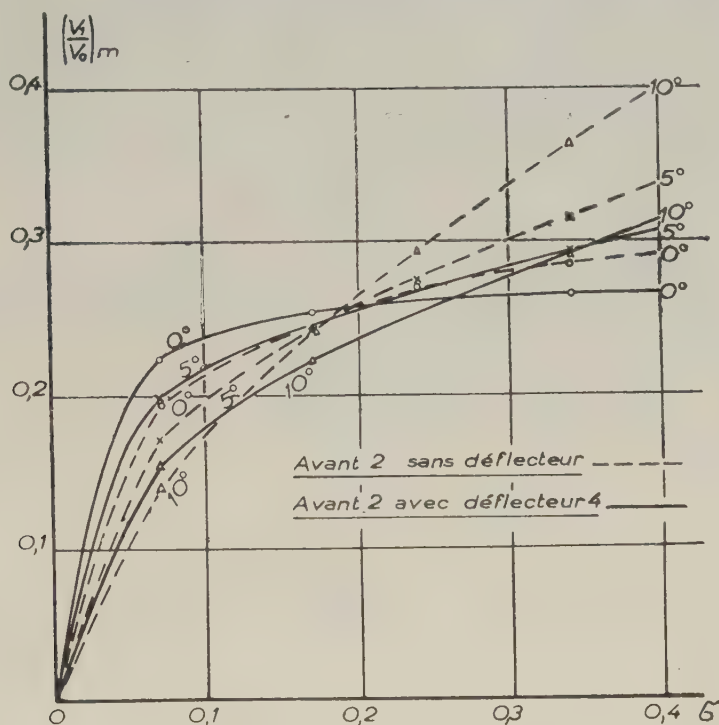


Planche XXXV. — Variation du débit d'air avec l'ouverture de sortie radiateur froid avant n° 2 sans déflecteur et déflecteur 4.
 $i^\circ = 0-5-10$.

pour l'avant 2 avec déflecteur 4 par rapport au débit mesuré pour celui sans déflecteur :

Pour $\sigma = 0,0715$, de 0 à 10° , l'augmentation du débit est de 13% ;

Pour $\sigma = 0,1695$, de 0 à 5° , l'augmentation du débit varie de 3 à 0% ;

Pour $\sigma = 0,1695$, de 5 à 15° , la diminution du débit varie de 0 à 13% ;

Pour $\sigma = 0,340$, de 0 à 15° , la diminution du débit varie de 7 à 13% .

Le braquage β du volet à $20-0^\circ$ multiplie le débit par $1,15$ pour le même $\sigma = 0,340$.

9. Vitesses V_1 en amont du radiateur chaud (avant 2 sans déflecteur, avant 2 déflecteur 4).

Afin de voir l'influence de l'évacuation des calories sur le débit de l'air, nous avons étudié la répartition des vitesses $\frac{V_1}{V_0}$ au droit du radiateur chaud, l'aile étant munie

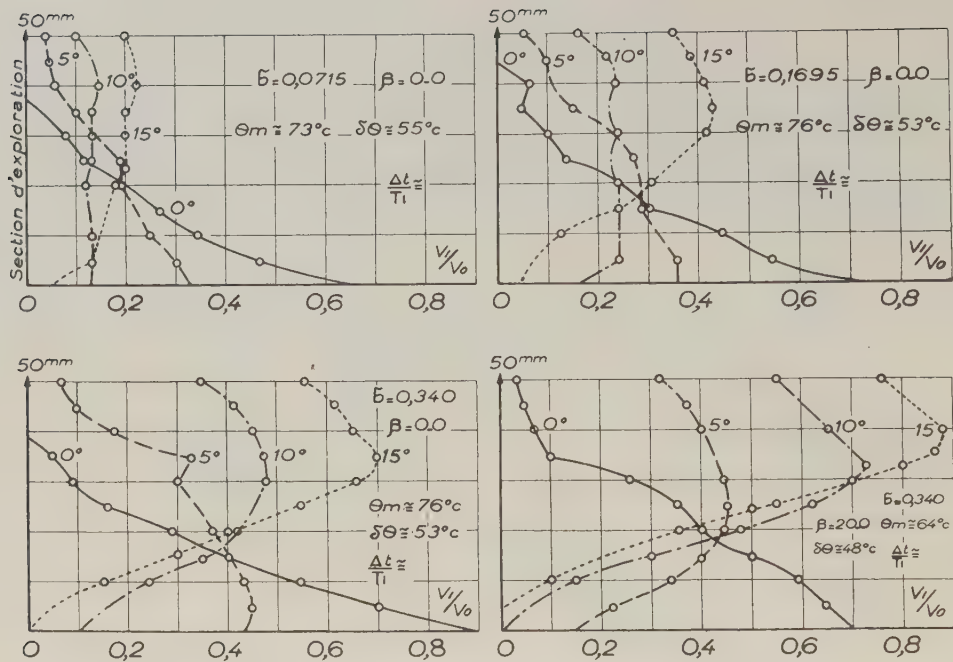


Planche XXXVI. — Profils des vitesses en amont du radiateur chaud, avant n° 2 sans déflecteur.

Pour $i^0 = 0-5-10-15$.

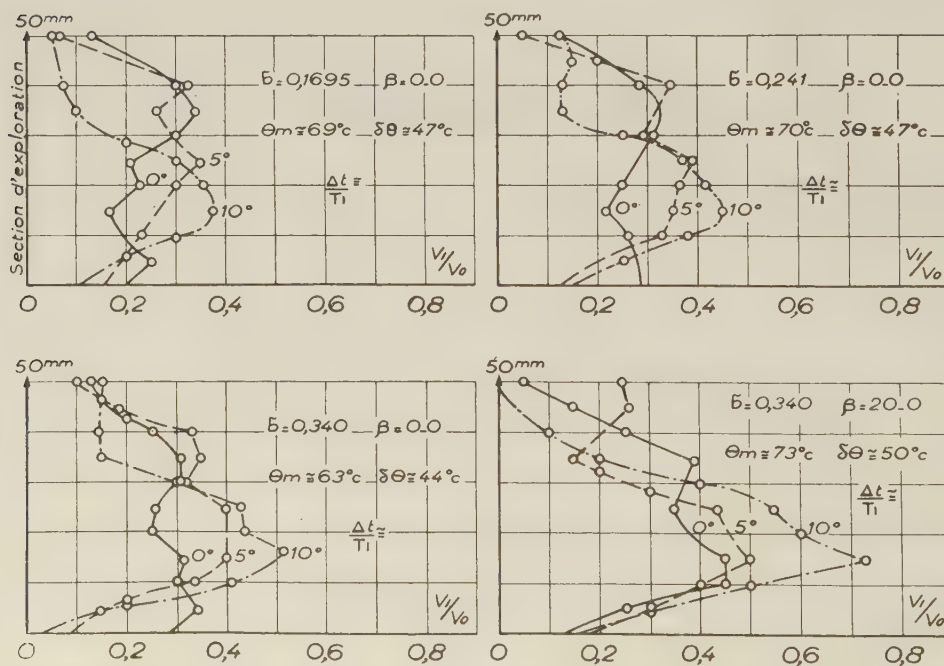


Planche XXXVII. — Profil des vitesses en amont du radiateur chaud, avant n° 2, déflecteur 4.

Pour $i^0 : 0-5-10$.

successivement de l'avant 2 sans déflecteur et de l'avant 2 avec déflecteur 4. Les profils des vitesses ont été tracés pour $\sigma = 0,0715$, $\sigma = 0,1695$, $\sigma = 0,241$, $\sigma = 0,340$, $\sigma = 0,340$ — $\beta = 20^\circ-0^\circ$, et pour $i = 0, 5, 10, 15^\circ$ (Pl. XXXVI-XXXVII).

1° Calcul de ψ . — La chaleur ne modifie pas le profil des vitesses et les conclusions obtenues pour le radiateur froid avec les mêmes avants restent vraies pour le radiateur chaud.

Le débit d'air croît avec l'ouverture de sortie, cependant l'évacuation des calories diminue la valeur de $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$, mesurée à froid (Pl. XXXVIII). Pour un même σ et un

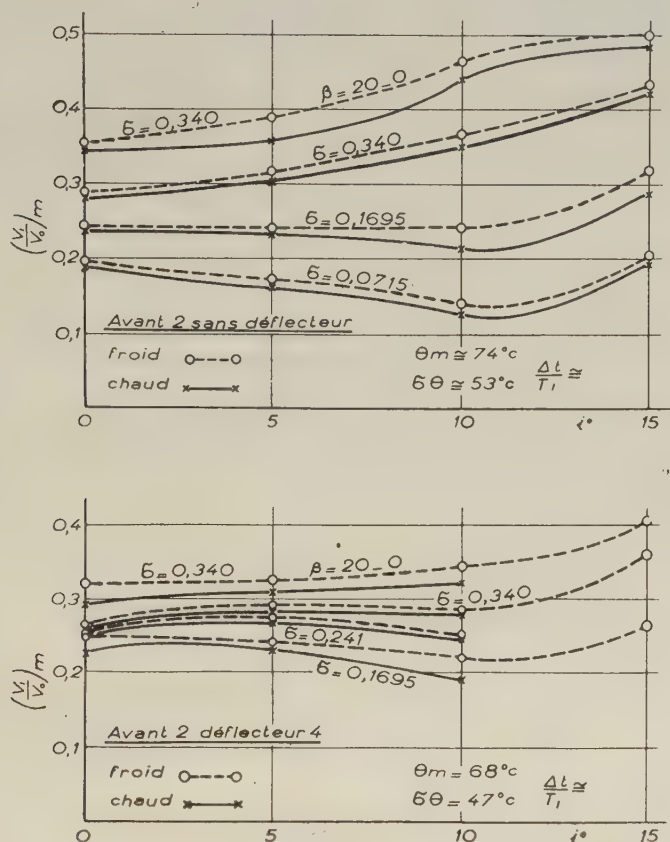


Planche XXXVIII. — Variation du débit d'air avec l'incidence de l'aile-radiateur chaud.
Avant n° 2 sans déflecteur et déflecteur 4.

même i , $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ mesuré à froid se trouve multiplié par un coefficient ψ plus petit que 1

$$\psi = \frac{\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m \text{ chaud}}{\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m \text{ froid}} < 1.$$

Remarquons que ψ est pratiquement indépendant de σ et de i^0 . Dans les tableaux suivants, nous avons relevé les valeurs expérimentales de $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ à chaud et à froid et calculé ψ .

2° *Calcul de $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$.* — Nous avons aussi, pour chaque essai, calculé $\frac{\Delta t_a}{T_1}$ et $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$. (L'indice a — Δt_a — indique que cette valeur est mesurée pour le radiateur dans l'aile.)

Le calcul de $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$ se fait de la manière suivante : ayant mesuré le débit et les températures d'entrée d'eau et d'air et de sortie de l'eau, la température de sortie de l'air et son échauffement à travers le radiateur s'en déduisent immédiatement. Si q désigne le nombre de calories évacuées par le radiateur pendant 1 minute, pour une vitesse d'air V_1 , pour une surface frontale S_1 du radiateur et pour un écart $\delta\theta = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} - t_1$ indique pour chaque essai sur les planches XXXVI et XXXVII, nous aurons

$$q = 60 \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t_a = d(\theta_1 - \theta_2).$$

Valeurs de ψ et de $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$. Avant 2 avec déflecteur 4.

σ .	i^0 .	$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ froid.	$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ chaud.	ψ .	$\frac{\Delta t_a}{T_1}$.	$\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$.	Erreur.
0,1695	0	0,254	0,231	0,911	0,103	0,951	+ 4
	5	0,244	0,233	0,955	0,0960	0,955	0
	10	0,224	0,193	0,862	0,119	0,945	+ 8
0,241	0	0,261	0,257	0,985	0,0962	0,955	— 3
	5	0,277	0,270	0,976	0,0962	0,955	— 2
	10	0,254	0,251	0,989	0,116	0,946	— 5
0,340	0	0,266	0,263	0,989	0,109	0,949	— 4
	5	0,294	0,281	0,955	0,0901	0,959	0
	10	0,289	0,278	0,961	0,1016	0,951	— 1
0,340 β = 0,0040	0	0,321	0,294	0,916	0,124	0,943	+ 3
	5	0,326	0,311	0,955	0,126	0,942	— 1
	10	0,347	0,324	0,934	0,113	0,941	+ 1

Valeurs de ψ et de $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$. Avant 2. Sans déflecteur.

σ .	v° .	$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ froid.	$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ chaud.	ψ .	$\frac{\Delta t_a}{T_1}$.	$\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$.	Erreur.
$\sigma = 0,0715$	0	0,196	0,195	0,994	0,0475	0,976	% — 2
	5	0,173	0,166	0,961	0,0962	0,955	— 1
	10	0,141	0,127	0,901	0,136	0,940	+ 4
	15	0,206	0,196	0,950	(*)	(*)	(*)
$\sigma = 0,1695$	0	0,245	0,239	0,976	0,0721	0,965	— 1
	5	0,243	0,233	0,959	0,0954	0,956	0
	10	0,243	0,217	0,894	0,132	0,941	+ 4
	15	0,318	0,287	0,901	0,107	0,950	+ 5
$\sigma = 0,340 \beta^0 = 0^0-0^0$	0	0,286	0,279	0,976	0,0882	0,958	— 2
	5	0,316	0,304	0,960	0,1005	0,954	— 1
	10	0,366	0,349	0,955	0,123	0,945	— 1
	15	0,431	0,420	0,975	0,0854	0,960	— 2
$\sigma = 0,340 \beta^0 = 20^0-0^0$	0	0,357	0,345	0,966	0,103	0,952	— 1
	5	0,388	0,359	0,925	0,103	0,952	+ 3
	10	0,461	0,439	0,951	0,0825	0,961	+ 1
	15	0,497	0,482	0,970	0,0855	0,960	— 1

* Les cases non remplies correspondent à des essais non effectués.

Soit

$$\Delta t_a = \frac{q}{\rho g S_1 V_1 C_p 60} = \frac{q}{1,225 \times 0,01 \times 0,24 \times 60 \times V_1} = 5,65 \frac{q}{V_1}$$

avec $\rho g = 1,225$; $S_1 = 1 \text{ dm}^2$ et $C_p = 0,24$.

D'où Δt_a , et si t_1 est connu, t_2 est facilement calculé. Dans les tableaux précédents, où se trouvent déjà consignées les valeurs de ψ , nous avons rassemblé les valeurs de $\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$ ainsi calculées.

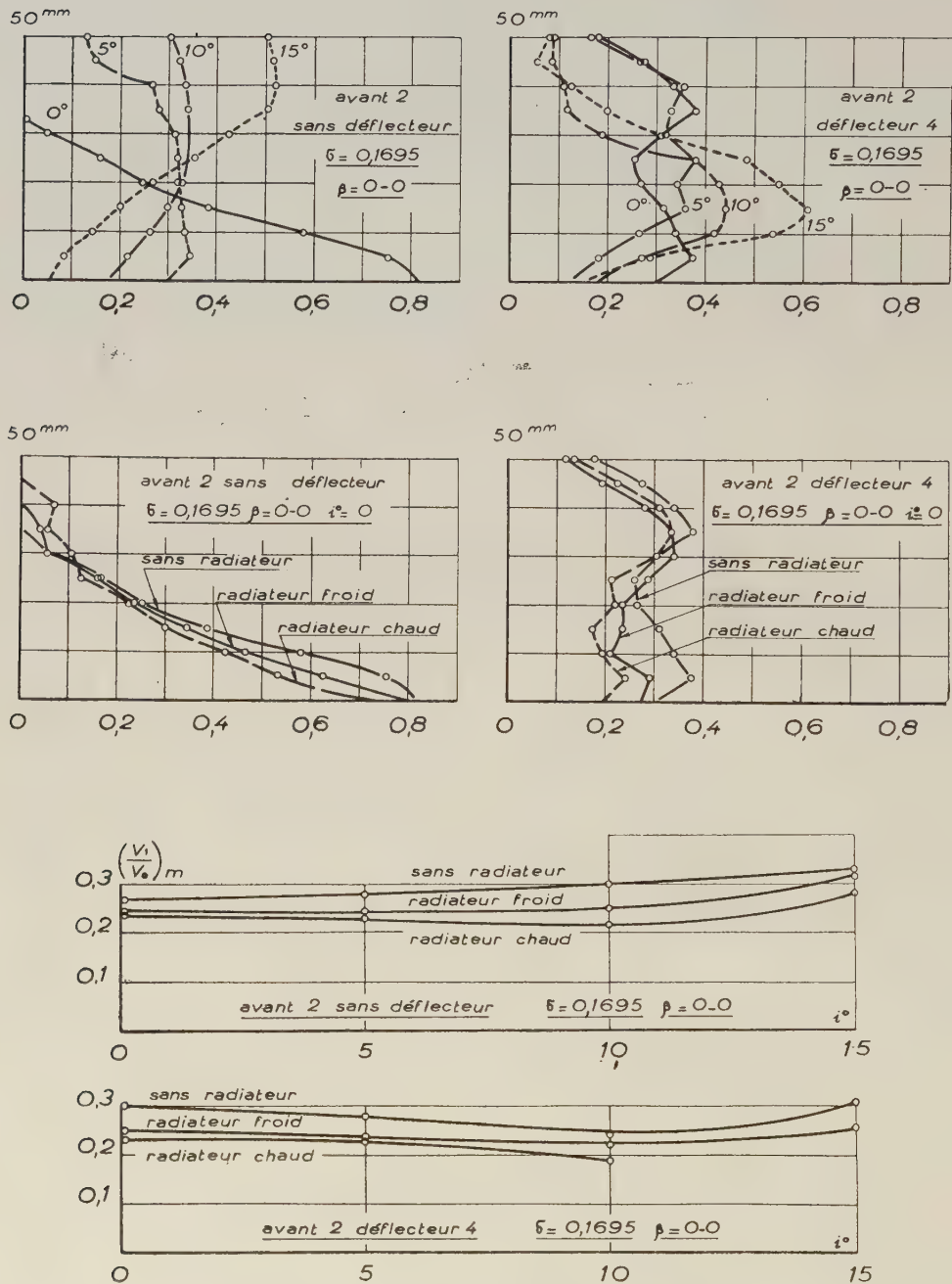


Planche XXXIX.

1, profils des vitesses dans le canal sans radiateur; 2, profils des vitesses comparées; 3, débits comparés $\left(\frac{V_i}{V_0}\right)_m = f(i)$.

Nous voyons [4] qu'à une erreur moyenne de l'ordre de 2 % près, nous avons

$$\psi \cong \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\Delta t_a}{T_1}}} = \sqrt{\frac{T_1}{T_2}}.$$

10. Vitesse V_1 dans le canal sans radiateur. Résultats comparés.

Nous avons étudié les répartitions $\frac{V_1}{V_0}$ dans la même section du diffuseur que celle utilisée précédemment, mais en ayant retiré le radiateur de l'aile. Cette étude a porté sur l'aile munie de l'avant 2 sans déflecteur, puis de l'avant 2 avec déflecteur 4, pour $\sigma = 0,1695$ et $i^\circ = 0, 5, 10, 15^\circ$.

Les profils des vitesses sont les mêmes que ceux obtenus pour le radiateur froid et pour le radiateur chaud. Seule la valeur de $\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ se trouve augmentée par rapport à celle mesurée à froid (*Pl. XXXIX*).

Les valeurs expérimentales trouvées sont les suivantes :

Avant 2 sans déflecteur ($\sigma = 0,1695$) et avec déflecteur 4 ($\sigma = 0,1695$).

i° .	0°.	5°.	10°.	15°.	0°.	5°.	10°.	15°.
$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ chaud...	0,239	0,233	0,217	0,287	0,231	0,233	0,193	
$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ froid....	0,245	0,243	0,243	0,318	0,254	0,244	0,224	0,263
$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ sans rad.	0,271	0,280	0,296	0,325	0,302	0,280	0,243	0,306

CHAPITRE III.

CARACTÉRISTIQUES THERMIQUES DU RADIATEUR DANS L'AILE.

11. Caractéristiques du radiateur Chausson essayé dans la soufflerie.

Dans ce paragraphe nous nous proposons d'étudier les caractéristiques aérodynamiques et thermiques du radiateur CHAUSSON, essayé dans la soufflerie représentée sur la planche X, afin de pouvoir étudier par la suite le fonctionnement thermique de ce même radiateur dans l'aile.

Nous avons représenté les résultats en fonction du nombre de REYNOLDS, donc en fonction de la vitesse V_1 .

1° *Caractéristiques thermiques.* — Nous avons tout d'abord étudié le nombre de colonnes évacuées par le radiateur pour diverses vitesses de vent.

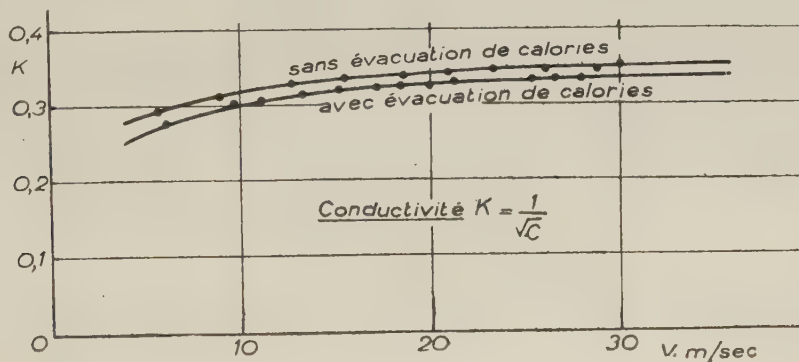


Planche XL. — Caractéristiques du radiateur « Chausson ».

$$\text{Conductivité } K = \frac{1}{\sqrt{C}}. \text{ Coefficient de résistance } C = \frac{\frac{\Delta p}{2}}{\rho V_1^2}.$$

Au cours des essais, la valeur de $\delta\theta = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} - t_1$ fut variable et souvent différente de la valeur 65° C , normalement acceptée. Nous avons alors admis que le nombre de calories évacuées est proportionnel à l'écart de température $\delta\theta$, hypothèse rencontrée dans différents travaux de M. BRIOLAY [5, 6]. On a donc

$$\frac{Q \delta\theta}{Q \delta\theta = 65^\circ \text{ C}} = \frac{\delta\theta}{65^\circ \text{ C}}.$$

Nous avons tracé la courbe $Q = f(V_1)$ pour Q représentant le nombre de calories évacuées pour une surface frontale de 1 dm², pour 1 minute et pour un écart de température de 65° C. (Pl. XLII et XLIII).

La droite logarithmique montre que Q est proportionnel à $V_1^{0,74}$.

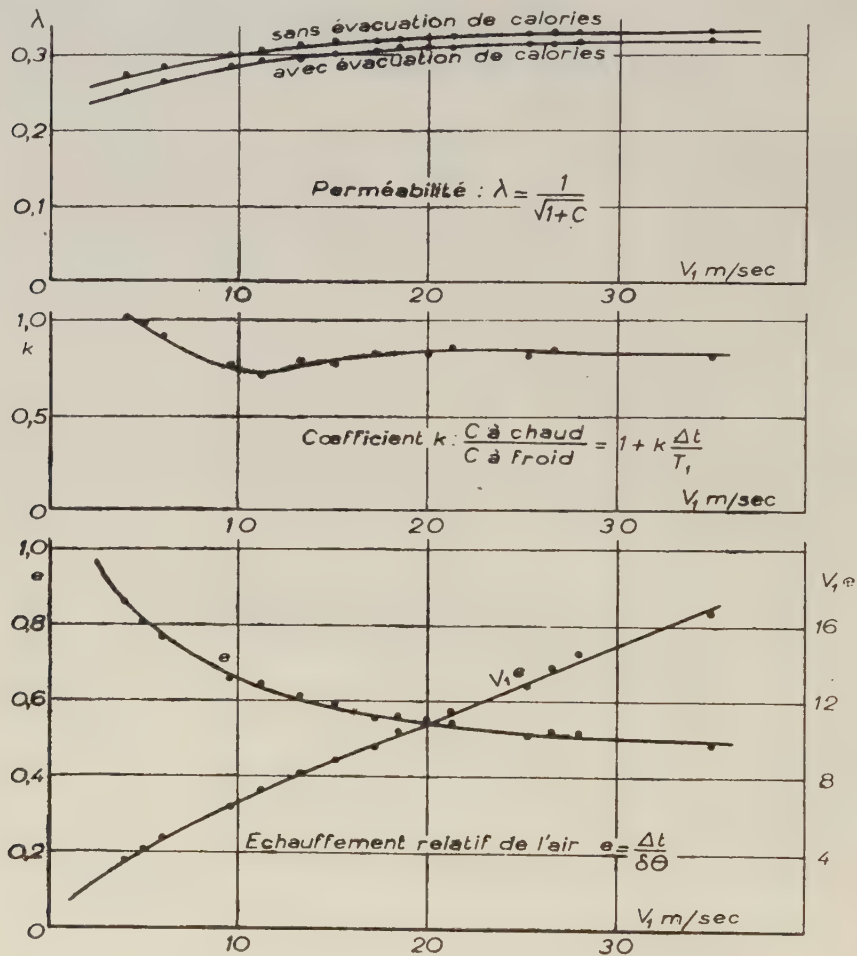


Planche XLII. — Caractéristiques du faisceau radiateur Chausson.

La relation $Q = f(V_1^{0,74})$ est conforme à la théorie. En effet le coefficient de convection k en écoulement turbulent est proportionnel au produit $C_f V_1$, C_f étant le coefficient de frottement et V_1 la vitesse de l'air emportant la chaleur par convection. On peut encore dire que le nombre de NUSSELT N est proportionnel au produit de C_f par le nombre de REYNOLDS R . Or, pour les radiateurs à lame d'air, C_f varie comme $R^{-0,25}$, si bien que N (ou k ou le nombre de calories Q) est proportionnel à $R^{0,75}$ (ou à $V_1^{0,75}$).

De plus nous avons représenté la variation de l'échauffement relatif de l'air $e = \frac{\Delta t}{\delta\theta} = \frac{\Delta t}{65^\circ}$ en fonction de V_1 (Pl. XLI). Nous avons obtenu e par la relation

$$Q = d(\theta_1 - \theta_2) = Q = 60 \times \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t = 60 \times \rho g S_1 V_1 e \delta\theta C_p.$$

Soit

$$e = \frac{1}{1,225 \times 0,01 \times 0,24 \times 65^\circ \times 60} \frac{Q}{V_1} = 0,0871 \frac{Q}{V_1} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} \delta\theta = 65^\circ \text{C.} \\ S_1 = 0,01 \text{ m}^2. \end{cases}$$

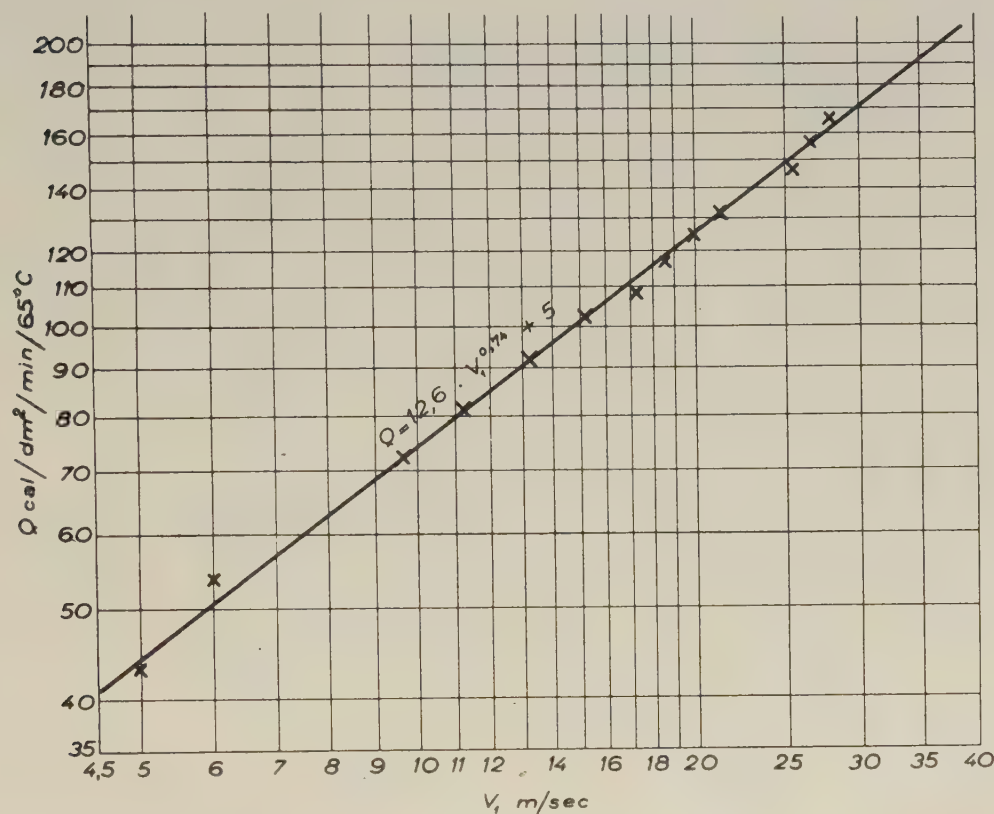


Planche XLII. — Caractéristiques thermiques du faisceau Chausson.

$$\Delta\theta = 65^\circ \text{C.}, d = 13,5 \text{ l/mn.}$$

Nous avons encore tracé $V_1 e$ en fonction de V_1 , courbe utile à la réalisation des radiateurs carénés.

2° *Caractéristiques aérodynamiques.* — Nous avons tracé les courbes fondamentales

$$C = \frac{\Delta P}{\frac{\rho}{2} V_1^2} \quad (C = \text{coefficient de résistance})$$

pour le radiateur froid et le radiateur chaud (Pl. XL). Généralement, on pose 4, 7 et 8

$$\frac{C \text{ à chaud}}{C \text{ à froid}} = 1 + k \frac{\Delta t}{T_1}.$$

La variation de k avec la vitesse de l'air V_1 est représentée planche XLI.

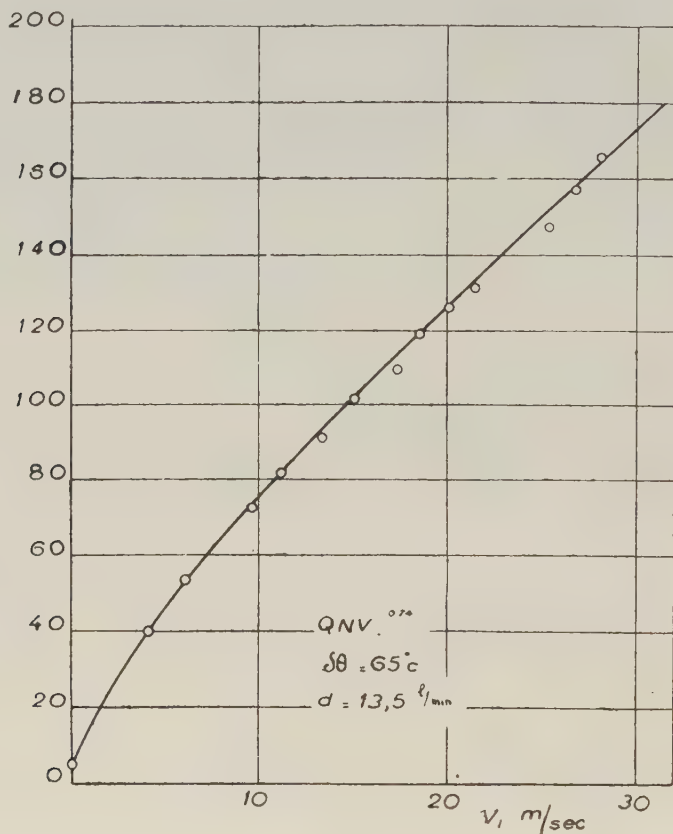


Planche XLIII. — Caractéristiques thermiques du faisceau Chausson.

$$QNV_1^{0,75} = 65^\circ\text{C}, \quad d = 13,5 \text{ l/min}.$$

Nous avons alors calculé les valeurs de la conductivité $K = \frac{1}{\sqrt{C}}$ et de la perméabilité $\lambda = \frac{1}{\sqrt{1+C}}$. (Pl. XL et XLI).

12. Radiateur dans l'aile : calories évacuées en fonction de σ et de i_0 .

Par la suite, le nombre de calories évacuées par le radiateur dans l'aile sera toujours représenté pour une surface frontale de 1 dm^2 , pour 1 minute et pour un écart de

température $\delta\theta$ de 65° (en admettant toujours la proportionnalité du nombre de calories évacuées à l'écart de température $\delta\theta$). Sur les planches XLIV et XLV, nous avons représenté la variation du nombre de calories évacuées q par le radiateur dans l'aile munie de l'avant 2 sans déflecteur puis avec déflecteur 4. Nous avons fait

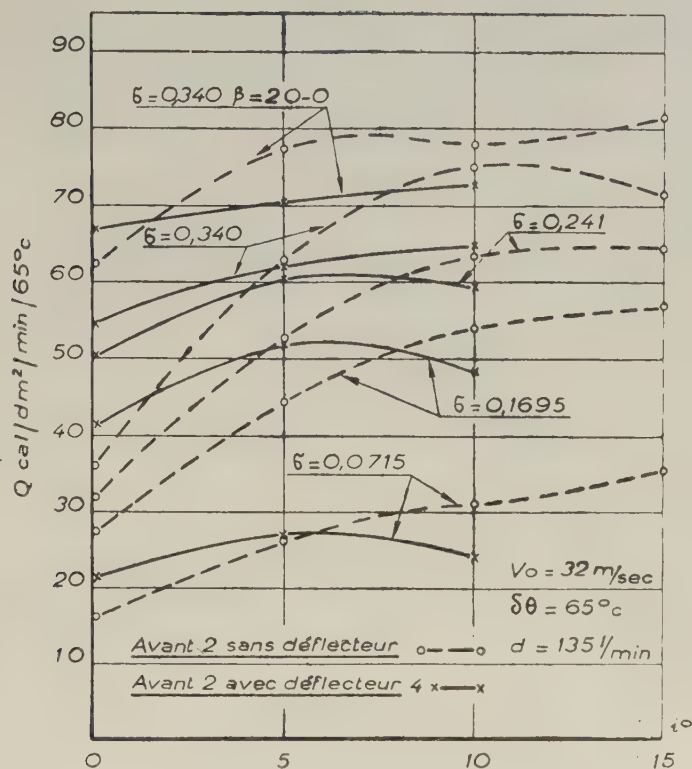


Planche XLIV. — Calories évacuées par le radiateur de l'aile en fonction de l'incidence.

$i^0 = 0-5-10-15$.

varier d'abord l'incidence en conservant la même ouverture de sortie, puis σ pour un même i^0 . Les valeurs expérimentales sont données plus loin. Il en résulte que :

Pour l'avant 2 sans déflecteur, q croît avec σ et aussi avec i^0 (lorsque i^0 croît de 0 à 15°) pourvu σ que demeure compris entre 0 et 0,25. Dès que σ dépasse 0,25, q croît avec i^0 lorsque i^0 croît de 0 à 10° . Dans les conclusions de ce rapport, nous verrons que cette augmentation de q avec i^0 peut permettre la réalisation d'une ouverture de sortie invariable aussi bien en montée qu'en vol de croisière.

Pour le même $\sigma = 0,340$, le fait de braquer le volet d'un angle $\beta = 20-0^\circ$, multiplie q par un coefficient qui varie de 1,04 à 1,73 avec l'incidence.

Pour l'avant 2 avec déflecteur 4, q croît avec σ . Mais q ne croît avec i^0 que lorsque i^0 croît de 0 à 6° et lorsque σ demeure compris entre 0 et 0,260. Dès que i atteint 6°, q croît régulièrement avec i^0 pourvu que σ dépasse 0,260. Pour $\sigma = 0,340$, le braquage $\beta = 20-0^0$ multiplie q par un coefficient de l'ordre de 1,2 environ.

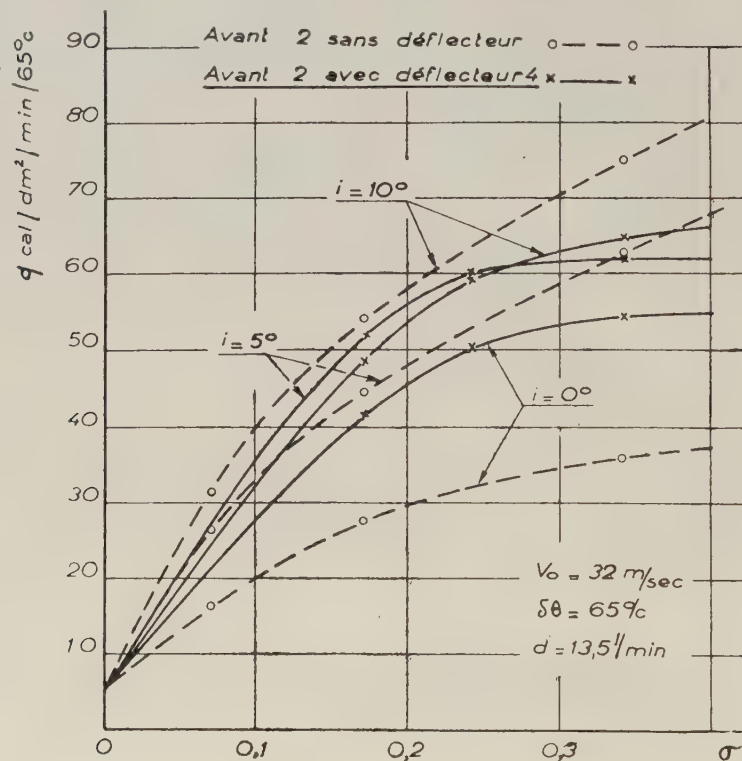


Planche XLV. — Calories évacuées par le radiateur de l'aile en fonction de l'ouverture de $i^0 = 0-5-10$.

13. Définition du coefficient d'efficacité C_q .

Pour un σ et un i donné (et pour un β bien défini) nous connaissons [en application de la relation $V_1 = 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m V_0$] la vitesse moyenne V_1 au droit du radiateur et aussi le nombre de calories q évacuées par le radiateur dans l'aile. En général, q est inférieur ou égal au nombre de calories Q évacuées par ce radiateur (essayé dans la soufflerie décrite planche X) pour une même vitesse V_1 [$Q = f(V_1)_0$] donnée par la planche XLIII et la planche XLII). Le coefficient d'efficacité est alors

$$C_q = \frac{q}{Q} \leq 1.$$

Ce coefficient sera utile par la suite, parce qu'il permettra de ramener les résultats trouvés pour le radiateur dans l'aile aux résultats obtenus pour le radiateur essayé seul.

Nous avons représenté les variations de C_q avec σ et i° sur la planche XLVI. Ses valeurs expérimentales sont données plus loin. Nous voyons que

$$q = C_q Q \quad \text{avec} \quad C_q = f(i, \sigma) \quad \text{ou} \quad C_q = f\left[i, \left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m\right].$$

14. Fonctionnement thermique du radiateur dans l'aile.

A. Par lui-même le coefficient C_q est intéressant. — La planche XLVI montre que

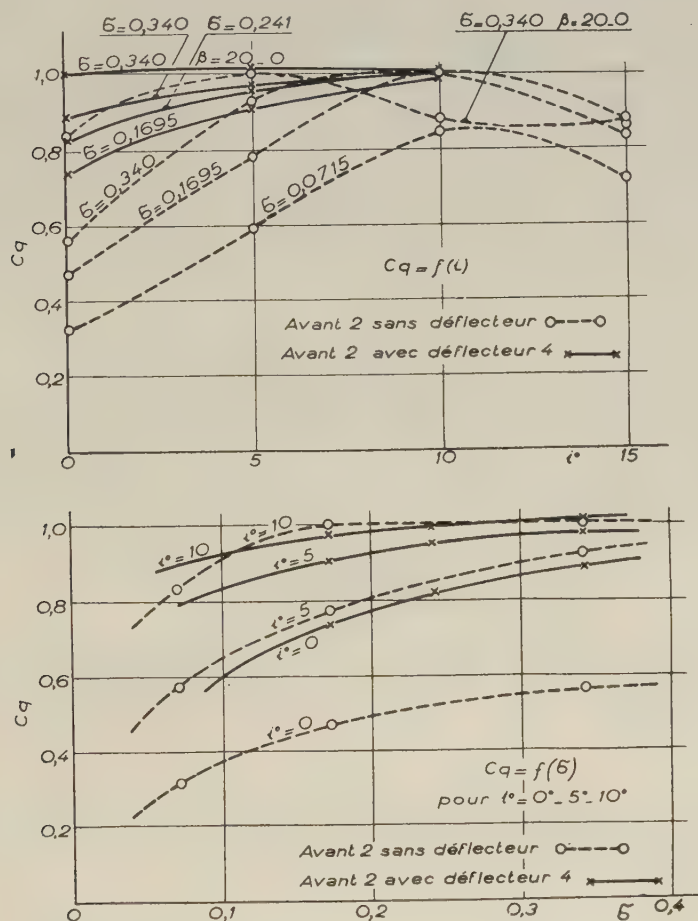


Planche XLVI. — 1, Variation du coefficient C_q avec l'incidence;
2, variation du coefficient C_q avec l'ouverture de sortie.

lorsque l'aile est munie de l'avant 2 sans déflecteur, seule à l'incidence $i = 10^\circ$ et pour $\sigma > 0,160$ le radiateur évacue le nombre de calories que la vitesse V_1 indique

sur les planches XLII et XLIII. Mais lorsque i^0 croît de 0 à 10^0 , le radiateur n'évacue pas le nombre de calories que la vitesse V_1 permettrait d'espérer ($C_\eta < 1$). Toutefois, le fonctionnement thermique du radiateur dans l'aile s'améliore lorsque i^0 croît, σ étant constant et lorsque σ croît pour une même incidence.

Le fonctionnement thermique du radiateur est nettement amélioré par l'emploi du déflecteur 4, en particulier pour les faibles incidences. Les conclusions précé-

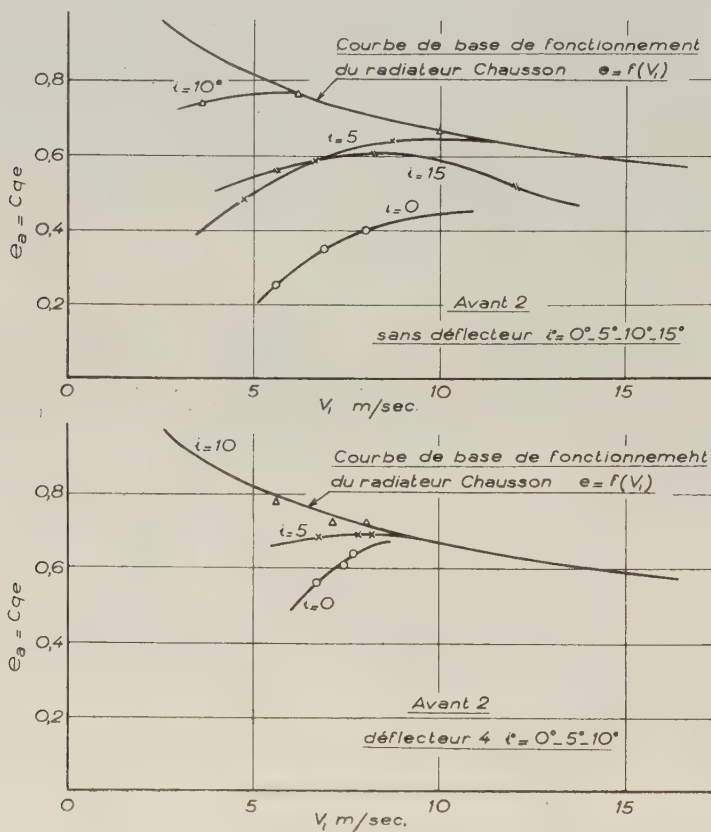


Planche XLVII. — Fonctionnement thermique du radiateur dans l'aile.

dentes subsistent; de plus, le coefficient C_η est multiplié par un coefficient qui varie de 1,6 à 1 lorsque, pour un même σ , i^0 croît de 0 à 10^0 .

Il en résulte que le nombre de calories évacuées ne dépend pas uniquement de la vitesse moyenne V_1 , mais des vitesses locales V_1 au droit du radiateur, autrement dit du profil de ces vitesses. Le déflecteur 4 qui améliore ce profil augmente donc le coefficient C_η , donc le fonctionnement thermique du radiateur.

B. Pour une vitesse V_1 nous avons

$$Q = 60 \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t.$$

Pour la même vitesse V_1 (obtenue pour un σ , un i et un β déterminés), nous avons

$$q = 60 \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t_a,$$

de plus

$$q = C_q Q = 60 \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t C_q.$$

Soit encore

$$C_q = \frac{q}{Q} = \frac{\Delta t_a}{\Delta t} = \frac{e_a}{e},$$

puisque

$$\Delta t = e \delta \theta = 65^\circ e.$$

Ainsi nous pouvons déterminer, pour les essais précédemment décrits, l'échauffement relatif de l'air e_a à travers le radiateur placé dans l'aile.

Sur la planche XLVII, nous avons représenté la variation de l'échauffement relatif de l'air e_a à travers le radiateur dans l'aile par rapport à celle obtenue pour le radiateur seul et caractérisée pour $e = f(V_1)$ déjà représentée sur la planche XLII. Les valeurs calculées sont données dans les tableaux qui suivent.

Les conclusions obtenues par les courbes de la planche XLVII sont semblables à celles obtenues par les courbes de la planche XLVI.

15. Nombres sans dimension.

De préférence nous introduirons des nombres sans dimension pour représenter le nombre de calories évacuées q , de façon à pouvoir, dans les conclusions, combiner les caractéristiques thermiques avec les caractéristiques aérodynamiques et comparer les différentes formes d'aile radiateur. Nous avons

$$q = C_q Q = 60 C_q \rho g S_1 V_1 C_p \Delta t = 60 C_q \rho g S_1 V_1 C_p e \delta \theta,$$

$$q = 60 C_q \rho g S_1 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m V_0 C_p e \delta \theta.$$

Nous aurons alors un nombre sans dimensions

$$\frac{q}{60 \rho g S_1 V_0 0,892 C_p \delta \theta} = C_q \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m e.$$

Dans le cas de nos essais $S_1 = 0,01 \text{ m}^2$, $V_0 = 32 \text{ m/s}$, $\delta \theta = 65^\circ \text{ C}$

$$C_q \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m e = \frac{q \text{ cal/dm}^2 / 65^\circ \text{ C/mn}}{327 \text{ cal/dm}^2 / 65^\circ \text{ C/mn}}.$$

Ainsi, $C_q \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m e$, nombre sans dimension, peut se substituer à q . Sur la planche XLVIII, nous avons tracé $C_q \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m e = f(i)$ qui peut parfaitement se substituer à $q = f(i)$ (Pl. XLIV). De plus, nous avons tracé $C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m = f \left[\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \right]$.

Généralement, les courbes $e\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m = f\left[\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m\right]$ croissent linéairement jusqu'à un palier, puis décroissent [3] (dans ce cas $C_q = 1$ et les vitesses V_1 sont régulières).

Les courbes $C_q e\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m = f\left[\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m\right]$ que nous avons tracées sur la planche XLVIII présentent une certaine courbure avant d'aborder le palier. Seule, la courbe corres-

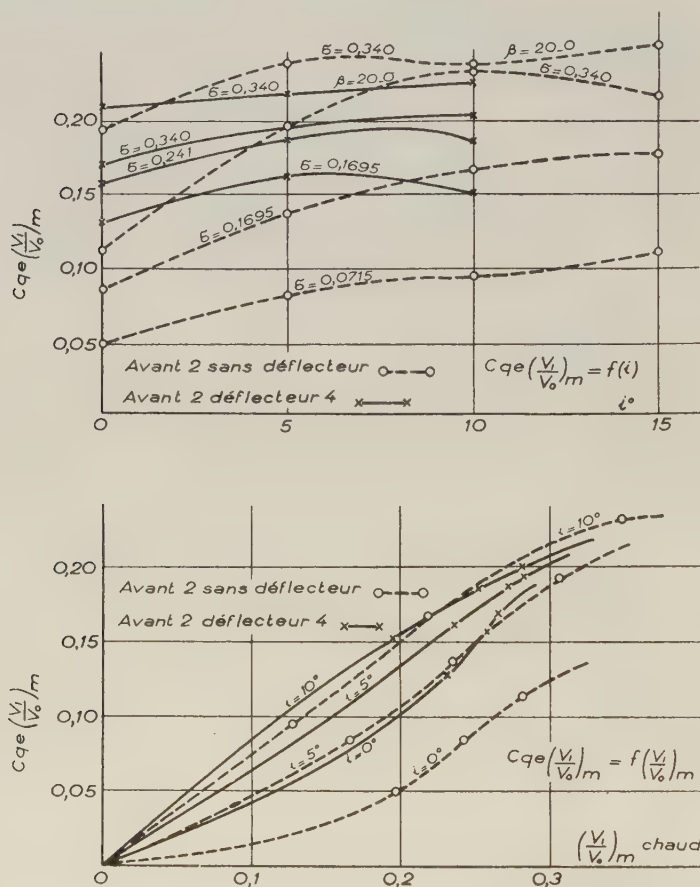


Planche XLVIII. — Caractéristiques thermiques du radiateur dans l'aile.

pondant à $i = 10^\circ$ pour le diffuseur muni de déflecteurs croît presque linéairement avant le palier. Les courbures sont dues au fait que l'on multiplie les ordonnées $e\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$ par un coefficient C_q évolutif ($0 \leq C_q \leq 1$) avec l'ouverture de sortie relative σ comme le montre la planche XLVI. En particulier, pour $i = 10^\circ$, avec déflecteurs, C_q est sensiblement constant et son influence ne peut que faiblement se faire sentir.

Avec les courbes $C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m = f \left[\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \right]$ nous pouvons déterminer la valeur de $\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ qui donne la valeur maximum de $C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ donc de q et qui permet d'avoir ainsi le radiateur de plus petite surface frontale, la puissance du moteur étant connue. On ne peut cependant pas dire que cette valeur de $\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$, donc de σ , sera celle qui sera retenue comme absorbant la puissance minimum, car la connaissance du ΔCx_r correspondant est nécessaire. (Les ΔCx_r sont calculés, dans divers cas, dans le Chapitre XV.)

Caractéristiques thermiques du radiateur dans l'aile. Avant 2. Sans déflecteur.

$$V_1 = 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m 32 = \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m 28,6, \quad d = 13,5 \text{ l/mn}, \quad V_0 = 32 \text{ m/s}, \quad \delta\theta = 65^\circ \text{ C.}$$

σ	i°	$\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ chaud.	$V_1 \frac{m}{s}$	Q.	q.	C_q	e.	$C_q e$	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$
0,0715	0	0,195	5,60	50,2	16,1	0,320	0,788	0,252	0,0492
	5	0,166	4,75	44,8	26,2	0,584	0,825	0,482	0,0800
	10	0,127	3,64	37,2	31,2	0,836	0,884	0,740	0,0940
	15	0,196	5,61	50,2	35,7	0,710	0,788	0,559	0,1098
0,1695	0	0,239	6,85	58,2	27,5	0,472	0,744	0,352	0,0841
	5	0,233	6,67	57	44,5	0,780	0,750	0,585	0,1365
	10	0,227	6,22	54,2	54	0,995	0,765	0,762	0,1652
	15	0,287	8,21	65,5	56,9	0,867	0,705	0,611	0,1755
0,340	0	0,279	8,00	64,3	36,2	0,562	0,710	0,400	0,1115
	5	0,304	8,70	68,2	63	0,921	0,690	0,635	0,1930
	10	0,349	10,00	75,3	75	0,996	0,661	0,660	0,2300
	15	0,420	12,00	86,2	71,3	0,827	0,622	0,515	0,2163
0,340, $\delta = 20^\circ - 0$	0	0,345	9,89	74,5	62,5	0,840	0,663	0,558	0,1930
	0	0,359	10,30	77	77,5	1,008	0,653	0,659	0,2360
	10	0,439	12,52	89	77,9	0,875	0,614	0,538	0,2360
	15	0,482	13,80	95,4	81,9	0,855	0,599	0,512	0,2467

Caractéristiques thermiques de radiateur dans l'aile. Avant 2. Déflecteur 4.

$$V_0 = 32 \text{ m/s}, \quad V_1 = 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \quad V_0 = 28,6 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \quad \delta\theta = 65^\circ \text{ C}, \quad d = 13,5 \text{ l/mn.}$$

σ	i°	V_1	$\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ chaud.	Q.	q.	C_q	e.	$C_q e$	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$
0,1605	0	6,62	0,231	56,5	41,7	0,739	0,752	0,556	0,1288
	5	6,67	0,233	57,0	51,9	0,910	0,749	0,681	0,1590
	10	5,52	0,193	49,5	48,5	0,980	0,792	0,776	0,1500
0,241	0	7,35	0,257	60,7	50,3	0,828	0,729	0,604	0,155
	5	7,74	0,270	63,0	60,4	0,958	0,718	0,689	0,1860
	10	7,19	0,251	59,9	59,3	0,990	0,735	0,728	0,1830
0,340	0	7,53	0,263	61,6	54,8	0,889	0,724	0,644	0,1695
	5	8,05	0,281	64,2	62,2	0,968	0,710	0,688	0,1937
	10	7,95	0,278	64,0	65	1,012	0,712	0,722	0,201
0,3405 ⁰ - 20 ⁰ - 0 ⁰	0	8,42	0,291	66,7	67,1	1,005	0,702	0,702	0,2065
	5	8,90	0,311	69,3	70,5	1,015	0,695	0,695	0,216
	10	9,28	0,324	71,3	72,6	1,020	0,690	0,690	0,224

CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES. ÉTUDE DES SILLAGES.

16. Sillages.

Nous avons étudié les sillages de l'aile munie de l'avant 2 sans déflecteur puis avec déflecteur 4, pour les incidences $i = 0, 5, 10^\circ$ et pour les ouvertures de sortie $\sigma = 0,1695$ et $\sigma = 0,340$. Nous avons conservé $\beta = 0 - 0^\circ$. De plus, à titre comparatif, nous avons complété ces études pour $\sigma = 0$. Tous ces essais ont été effectués le radiateur

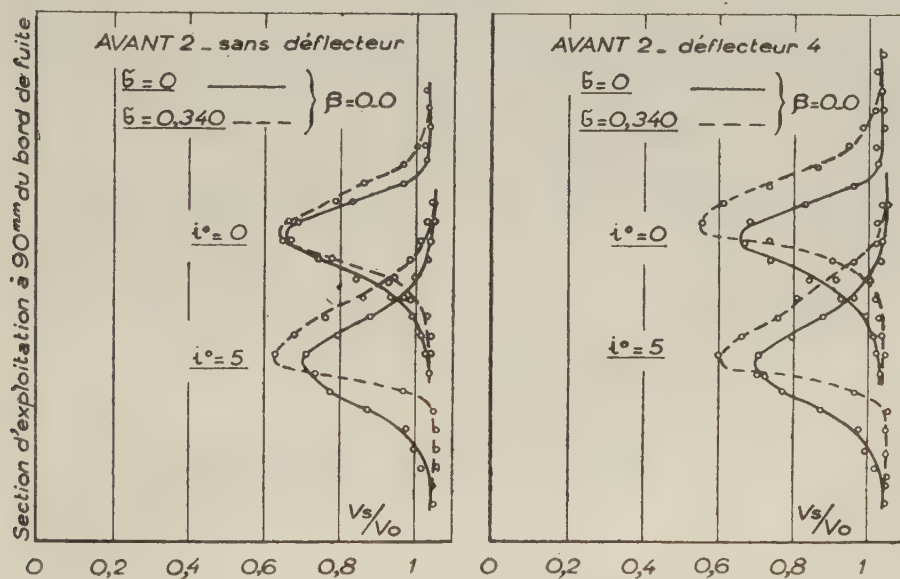


Planche XLIX. — Sillages du profil N. A. C. A. 23 015 avec radiateur froid.

étant froid; nous en avons doublé certains avec le radiateur évacuant des calories (Pl. XLIX, L, LI, LII).

Nous remarquons que dans la section d'exploration, située à 90 mm du bord de fuite, et en dehors du sillage, le rapport $\frac{V_s}{V_0}$ n'est pas égal mais supérieur à 1 de 4 % environ pour $i = 0^\circ$ et de 5 % environ pour $i = 5^\circ$. Le rapport $\frac{V_s}{V_0}$ est plus grand

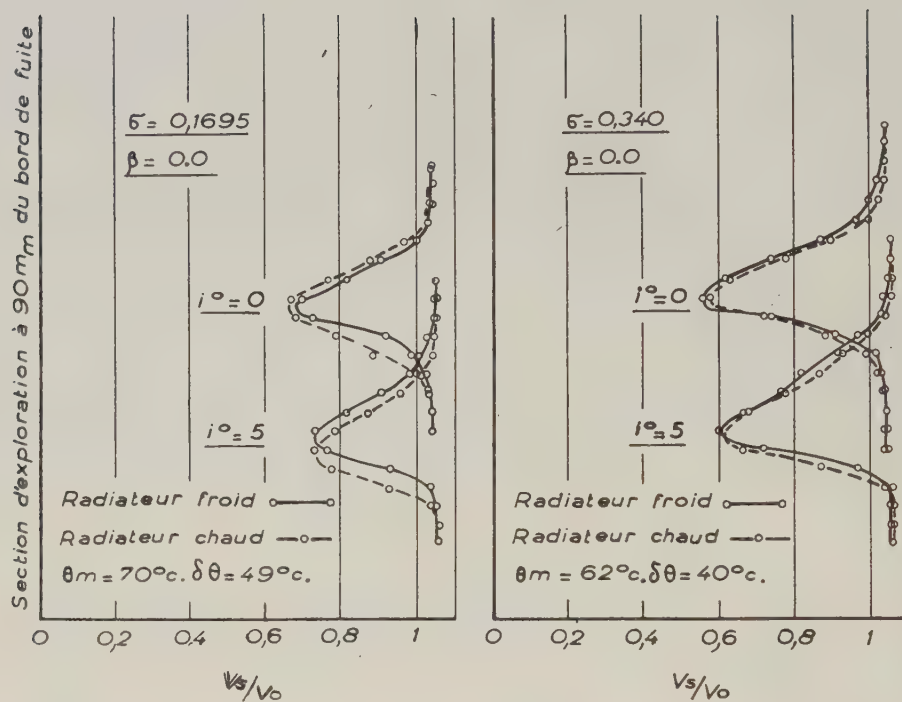


Planche L. — Sillages du profil N. A. C. A. 23 015 avant n° 2 sans déflecteur.

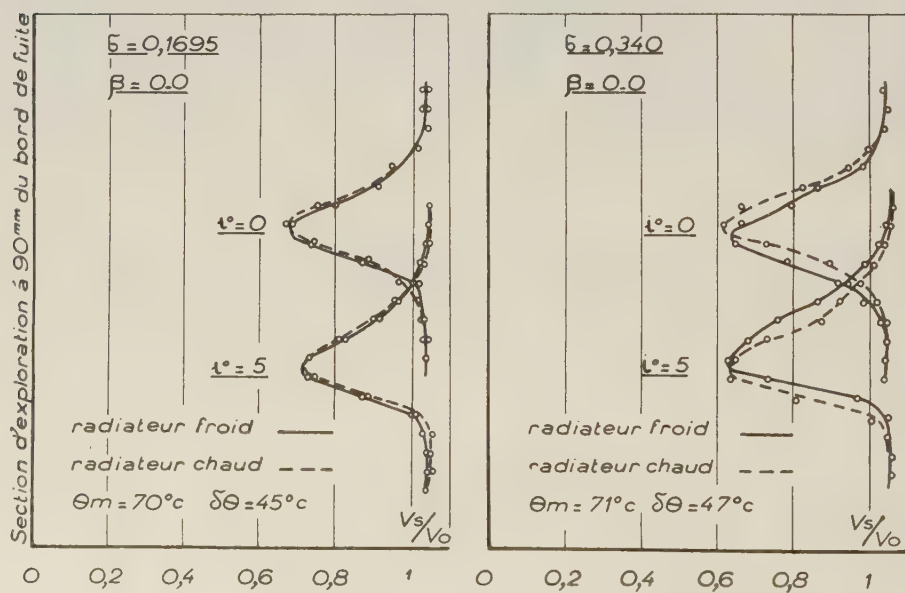


Planche LI. — Sillages du profil N. A. C. A. 23 015 avant n° 2 déflecteur 4.

que l'unité, car la pression statique, en cette section, est inférieure à la pression statique de référence en amont de l'aile, par suite de l'existence d'un gradient longitudinal de pression statique.

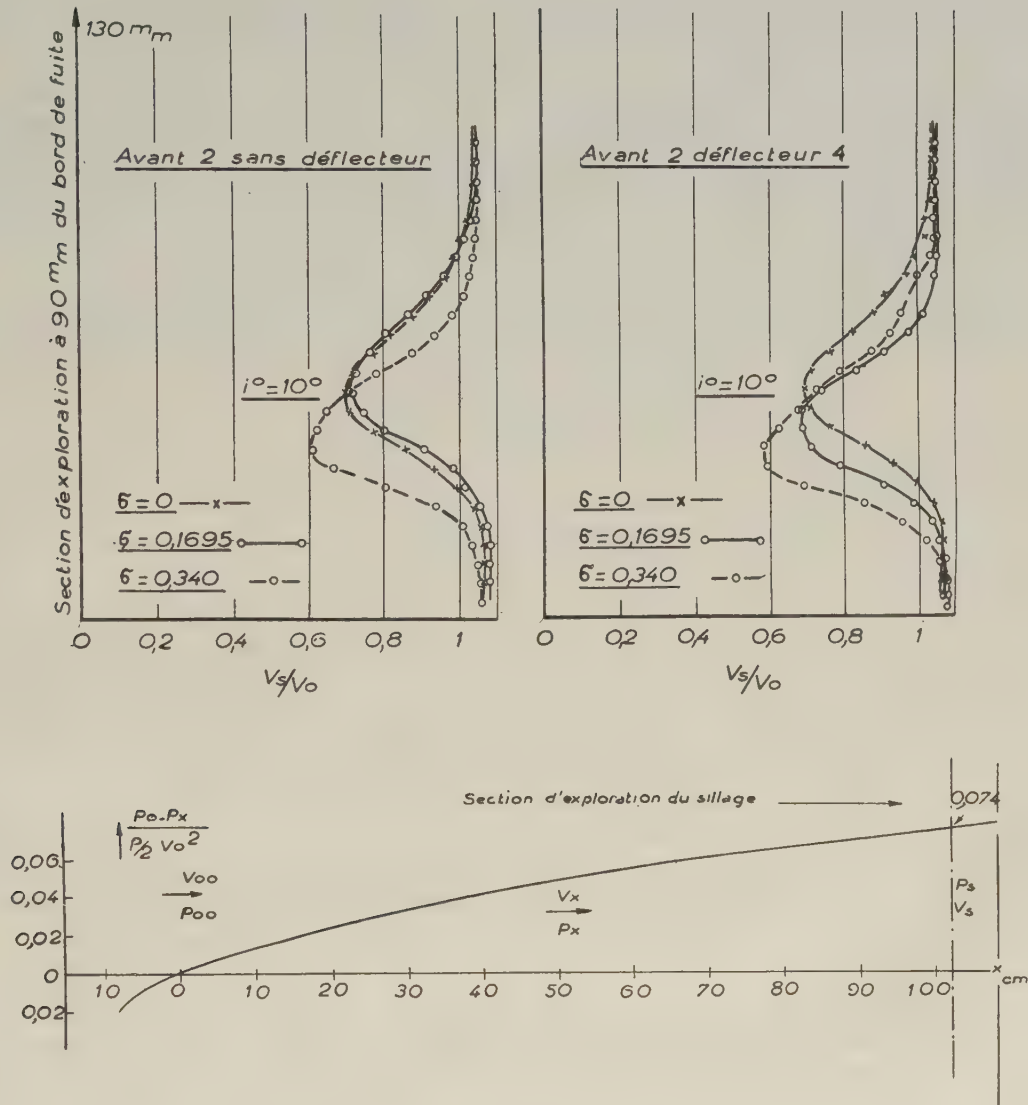


Planche LII. — Sillages du profil N. A. C. A. 23015 — radiateur froid.

17. Gradient longitudinal de pression statique.

L'instrument utilisé pour la mesure du gradient de pression statique est un tube d'aluminium de 5 mm de diamètre et de 2,50 m de longueur qui peut se déplacer

suivant l'axe de la soufflerie. La pression statique de référence est p_{00} ⁽¹⁾ mesurée dans la section où l'on prend V_{00} ⁽¹⁾.

Nous avons tracé ce gradient ci-après en portant en ordonnée le rapport

$$\frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} V_{00}^2} = \frac{p_{00} - p_x}{\frac{\rho}{2} V_{00}^2} \quad \text{en prenant} \quad \begin{cases} p_{00} \text{ pression statique de référence,} \\ p_x \text{ pression statique en } x, \end{cases}$$

en prenant p_{00} pression statique de référence, p_x pression statique en x .

Dans la section où se trouve le pitot ($x = 0$), $\Delta p = 0$ car $p_{c0} = p_x$. La vitesse V_x et la pression p_x , le long de la soufflerie prendront les valeurs V_s et p_s dans la section où se fait l'étude du sillage. Dans la soufflerie se crée un pseudo-canal convergent, d'où augmentation de la vitesse moyenne V_x . Par suite $\frac{V_s}{V_{00}}$ sera plus grand que 1 en dehors du sillage; la section d'exploration se trouve à 102 cm de l'endroit où se trouve la prise de pression statique de référence. En cette section, en posant, $p_x = p_s$, il vient

$$\frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} V_{00}^2} = \frac{p_{00} - p_s}{\frac{\rho}{2} V_{00}^2} = 0,074.$$

Il en résulte que

$$p_{00} - p_s = 0,074 \frac{\rho}{2} V_{00}^2 = \frac{\rho}{2} (V_s^2 - V_{00}^2)$$

soit

$$\frac{V_s}{V_{00}} = \sqrt{1,074} \cong 1,0364.$$

La vitesse V_s est donc supérieure à la vitesse V_{00} de 4 % environ par suite du gradient de pression statique qui règne dans la veine de la soufflerie non perturbée.

En fait, les planches XLIX, L et LI, qui donnent $\frac{V_s}{V_0}$ en aval de l'aile, montrent que ce rapport est égal à 1,04 en dehors du sillage pour $i = 0^\circ$. Pour $i = 5^\circ$, $\frac{V_s}{V_0} = 1,05$. Pour $i = 10^\circ$ (Pl. LII), $\frac{V_s}{V_0}$, immédiatement en dehors du sillage, est plus irrégulier surtout en ce qui concerne les régions voisines de l'intrados.

18. Calcul des C_{xrp} .

Grâce au dispositif utilisé, l'étude des sillages et des quantités de mouvement se fait dans un plan passant par la section médiane du profil qui n'est pas influencée par les parties de profil pur qui cachent les collecteurs situés de part et d'autre du profil intéressé par le canal-radiateur, ni par les flasques latérales (Pl. III). Le coefficient de résistance de profil ainsi déterminé sera désigné par C_{xrp} , selon les notations employées.

(1) L'indice 00 (exemple : p_{00} et V_{00}) signifie que p_0 et V_0 sont mesurées dans la veine non perturbée de la soufflerie (sans aile).

L'étude des sillages — c'est-à-dire de la quantité de mouvement en aval de l'aile — ayant été faite lorsque le radiateur était froid et lorsqu'il était chaud, l'influence de la chaleur sur la résistance va pouvoir être ainsi mise en évidence. La méthode des sillages est beaucoup plus facile à utiliser que la pesée, en particulier lorsque les essais sont techniquement difficiles, ce qui est le cas pour une aile possédant un radiateur avec circulation d'eau chaude noyé dans l'épaisseur du profil.

La détermination des $C_{x_{rp}}$ par la méthode des sillages est préférable à celle utilisant les polaires et les pesées aérodynamiques. Généralement, les polaires fournissent des coefficients de résistance de profil C_{x_u} plus grands que ceux obtenus à partir de l'étude des quantités de mouvement, car les C_{x_p} sont évolutifs le long de l'envergure de l'aile étudiée à la balance aérodynamique et, en particulier, sont très grands dans les sections où se trouvent les fils de support qui produisent des couches turbulentes importantes. De plus, dans nos essais en soufflerie n° 1 (Chap. V) les C_{x_p} obtenus par polaires seront influencés dans les parties extrêmes de l'aile pour les raisons indiquées ci-dessus (plaque de garde, flasques latérales, planche LIII).

Par contre, la méthode des sillages peut être sujette à erreurs par suite du gradient de pression statique qui règne dans la soufflerie et de la turbulence et de l'instabilité des vitesses dans le sillage qui ne permettent pas des mesures très précises et qui provoquent des variations de hauteur du liquide dans les micromanomètres [9]. Quoi qu'il en soit, les mesures sont suffisamment bonnes pour permettre la comparaison des coefficients de résistance de l'aile radiateur, ce dernier étant froid et chaud et toutes autres conditions étant égales.

Pour calculer les $C_{x_{rp}}$, nous avons porté sur les planches LII *bis* et LII *ter* les valeurs locales de

$$\sqrt{\frac{H_s - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{H_s - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right) \quad \text{avec} \quad H_s = p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2$$

en fonction de la hauteur y de la zone explorée en aval de l'aile pour l'avant 2 avec et sans déflecteur et pour $i = 0$ et 5° et $\sigma = 0,1695$ et $0,340$, dans les deux cas envisagés du radiateur froid ou chaud.

Il faut remarquer que les courbes des planches LII *bis* et LII *ter* ont pour abscisses maxima — $0,0675$ (valeur moyenne) pour $i = 0^\circ$ et — $0,110$ (valeur moyenne) pour $i = 5^\circ$. Ces valeurs s'expliquent par l'existence du gradient de pression statique et par le fait que $\frac{V_s}{V_0} = 1,04$ pour $i = 0^\circ$ et $\frac{V_s}{V_0} = 1,05$ pour $i = 5^\circ$. En effet, dans l'expression

$$\sqrt{\frac{H_s - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{H_s - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right)$$

la pression mesurée p_0 ne correspond pas à la vitesse V_0 en amont de l'aile. On mesure en fait une pression statique p'_0 inférieure à p_0 telle que

$$p'_0 = p_0 + \frac{\rho}{2} V_0^2 \left(1 - \frac{V_0'^2}{V_0^2} \right).$$

En assimilant V'_0 à V_s , il vient pour $i = 0^\circ$

$$\left(\frac{V'_0}{V_0}\right)^2 = \left(\frac{V_s}{V_0}\right)^2 = 1,074$$

soit

$$p'_0 = p_0 - 0,074 \frac{\rho}{2} V_0^2.$$

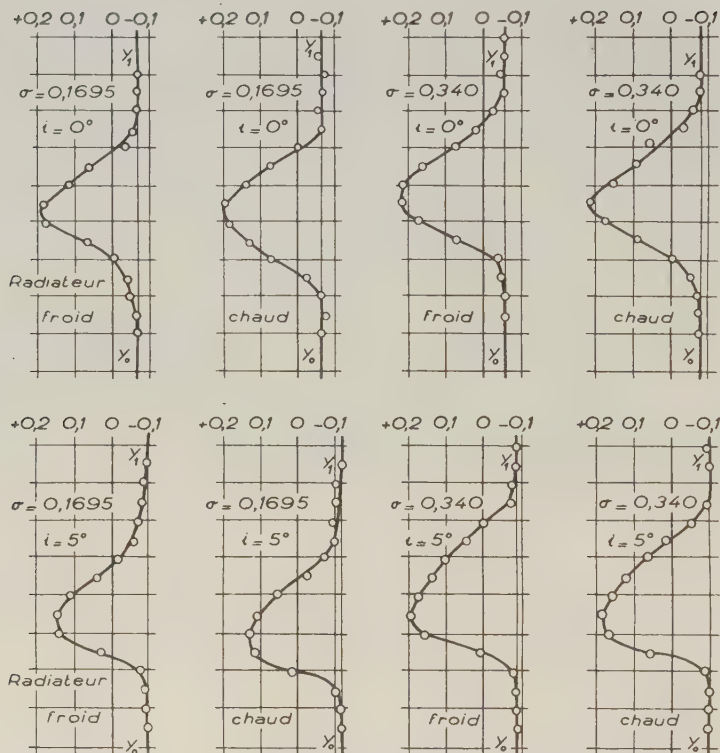


Planche LII bis. — Courbes $\sqrt{\frac{(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2) - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2) - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right)$ dans l'étendue de la « poche », en aval du profil avant n° 2 sans déflecteur.

Ainsi

$$\sqrt{\frac{H_s - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{H_s - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right)$$

devient en dehors du sillage

$$\sqrt{\frac{V_s^2}{V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{\frac{\rho}{2} V_s^2 + 0,074 \frac{\rho}{2} V_0^2}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \right) = 1,0364 (1 - \sqrt{1,148}) = -0,0735.$$

Pour $i = 5^\circ$, il vient

$$\left(\frac{V'_0}{\bar{V}_0}\right)^2 = \left(\frac{V_s}{\bar{V}_0}\right)^2 = 1,103,$$

soit

$$p'_0 = p_0 - 0,103 \frac{\rho}{2} V_0^2,$$

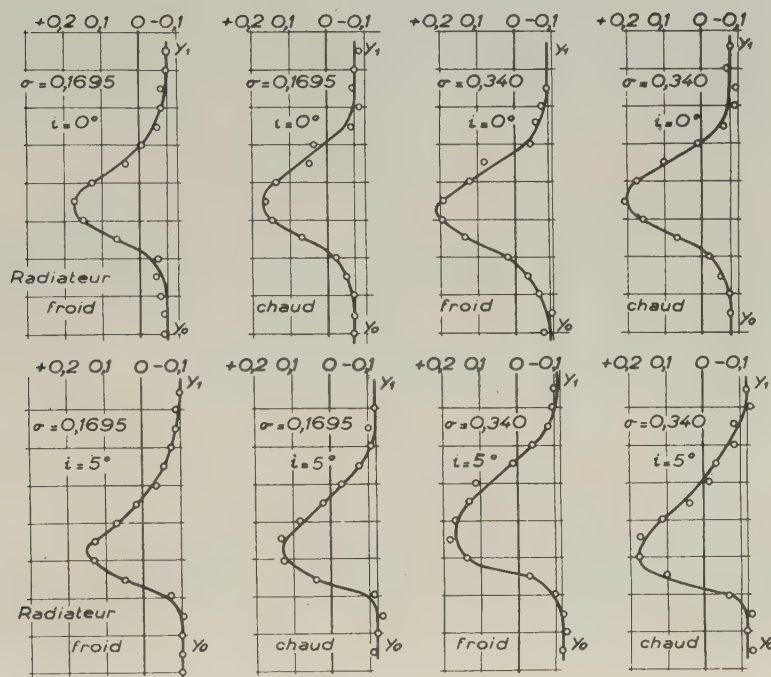


Planche LII ter. — Courbes $\sqrt{\frac{(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2) - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{(p_s + \frac{\rho}{2} V_s^2) - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}}\right)$ dans l'étendue de la « poche » en aval du profil avant n° 2 déflecteur 4.

d'où

$$\sqrt{\frac{V_s^2}{V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{\frac{\rho}{2} V_s^2 + 0,103 \frac{\rho}{2} V_0^2}{\frac{\rho}{2} V_0^2}}\right) = 1,05(1 - \sqrt{1,206}) = -0,105.$$

Si y_0 et y_1 désignent les ordonnées extrêmes des « poches » ⁽¹⁾ représentées sur les planches LII bis et LII ter, la surface S_p de ces « poches » est telle que

$$S_p = \int_{y_0}^{y_1} \sqrt{\frac{H_s - p_s}{\frac{\rho}{2} V_0^2}} \left(1 - \sqrt{\frac{H_s - p_0}{\frac{\rho}{2} V_0^2}}\right) dy,$$

(1) Selon l'expression utilisée par VON W. PFENNINGER pour désigner les sillages.

si bien que

$$C_{x_{rp}} = \frac{2}{i} S_p.$$

Les valeurs des $C_{x_{rp}}$ ainsi calculés sont rapportés dans le Tableau ci-après :

σ .	i^0 .	AVANT 2 SANS DÉFLECTEUR.		AVANT 2 AVEC DÉFLECTEUR 4.	
		Radiateur froid.	Radiateur chaud.	Radiateur froid.	Radiateur chaud.
0,1695	0	1,95	1,85	2,02	1,97
	5	2,01	1,93	2,08	2,00
0,340	0	2,25	2,10	2,41	2,24
	5	2,43	2,34	2,54	2,43

On voit que :

1° Dans l'un et l'autre cas du radiateur froid ou chaud, toutes autres conditions égales, $C_{x_{rp}}$ est un peu plus grand pour $i = 5^0$ que pour $i = 0^0$.

Pour une même forme d'aile, $C_{x_{rp}}$ croît avec l'ouverture de sortie relative σ , donc avec la vitesse V_1 au droit de la surface frontale du radiateur.

Pour un même σ et une même incidence i , $C_{x_{rp}}$ est légèrement plus grand lorsque l'aile est munie de l'avant 2 avec déflecteur que lorsque l'aile possède l'avant 2 sans déflecteur.

2° Lorsque le radiateur est chaud — toutes conditions égales — $C_{x_{rp}}$ est plus faible que lorsque le radiateur est froid. Ceci est dû au fait que nous avons conservé la même ouverture de sortie lorsque le radiateur était froid et lorsqu'il était chaud. On sait que dans ce cas, la vitesse V_1 se trouve diminuée pour le radiateur chaud par rapport à celle obtenue avec le radiateur froid toutes autres conditions étant les mêmes. Cet effet est toujours prépondérant sur la résistance.

Remarque. — On préfère le plus souvent mesurer les coefficients de traînée de profil pour l'incidence où $C_x = 0$ de façon à ne pas avoir de résistance induite, ni d'interactions. Nos essais n'ont pas cependant été conduits ainsi puisque nous avons étudié l'incidence $i = 5^0$. Toutefois l'incidence $i = 0^0$ est très voisine de l'incidence de portance nulle. Il faut remarquer que nos résultats ont une valeur comparative qu'il ne faut pas négliger.

CHAPITRE V.

CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES. POLAIRES. COURBES UNITAIRES.

19. Première remarque.

Le dispositif avec tuyaux amenant l'eau du radiateur, tel qu'il est décrit aux paragraphes 4 et 5, n'entrave pas la liberté de l'aile en soufflerie, et de tels montages sont à recommander pour étudier les polaires des ailes radiateurs avec circulation d'eau chaude. Mais par l'introduction d'un couple ayant pour origine les forces aérodynamiques agissant sur l'aile, les lames élastiques en acier de la cardan de la balance ont été défoncées et elles ont faussé certains résultats. Afin de ne pas retarder les essais, nous avons décidé de mesurer les caractéristiques aérodynamiques de l'aile avec radiateur à l'aide de la balance enregistreuse à fils (système GRUSON) en soufflerie n° 1 de l'Institut, dans une veine rectangulaire semi-guidée (essais « entre panneaux »).

Pour cela, deux tronçons de profils N. A. C. A. 23 015 de corde $l = 600$ mm et de 237 mm d'envergure ont été fixés de part et d'autre de l'aile décrite au Chapitre I, les volets de courbure étant étendus à toute l'envergure. Les flasques latérales en acier de 3 mm ont encore été utilisées pour les mêmes raisons que précédemment. Ainsi les dimensions de la nouvelle aile (*Pl. LIII*) sont les suivantes :

Corde l (mm).....	600
Envergure totale L (mm).....	780
» intéressée par le canal radiateur L_r (mm).....	260
» du profil pur L_0 (mm).....	520
Surface totale de la maquette S (m ²).....	0,468

Des tuyaux de caoutchouc et des tubes d'acier sortant de l'aile permettent d'amener l'eau au radiateur. Un des panneaux de la soufflerie est entaillé suivant un arc de cercle afin de pouvoir laisser passer ces tubes et un corps fuselé, placé en avant de ceux-ci, les protège du vent (*Pl. LIV*). Une plaque de tôle très mince (plaque de garde) soudée à l'une des flasques latérales, se déplace avec l'aile, devant l'entaille et, ainsi empêche une circulation forcée d'air provoquée par la suppression de l'intrados et la dépression de l'extrados, ce qui aurait pour effet de fausser les mesures aérodynamiques (*Pl. LIII et LIV*).

La vitesse du vent au cours des essais fut de 32 m/s.

Le nombre de REYNOLDS fut de 1 080 000.

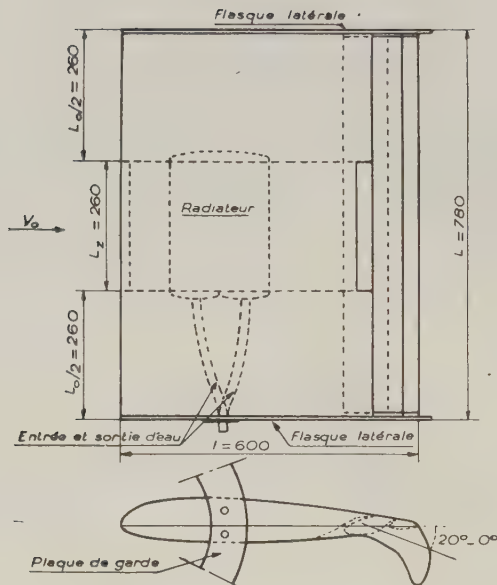


Planche LIII. — Aile radiateur pour essais en soufflerie n° 1.

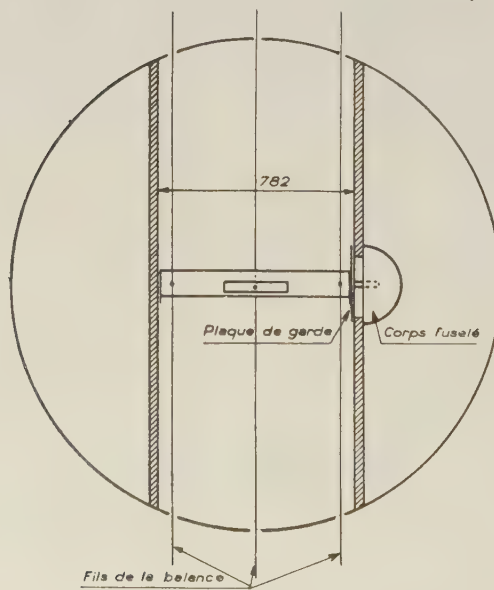


Planche LIV. — Aile radiateur en position dans la soufflerie n° 1 Φ veine = 2 m.

20. Deuxième remarque.

Rappelons les principales dénominations et notations utilisées dans les pages suivantes de la présente étude :

C_{x_0} , C_{z_0} sont les coefficients de traînée et de portance de la maquette d'envergure $L = 0,780$ m telle que sa surface

$$S = L l = 0,78 \times 0,6 = 0,468 \text{ m}^2.$$

C_{x_0} , C_{z_0} sont les coefficients de traînée et de portance de la partie du profil pur d'envergure $L_0 = 0,520$ telle que sa surface

$$S_0 = L_0 l = 0,52 \times 0,6 = 0,312 \text{ m}^2.$$

C_{x_r} , C_{z_r} sont les coefficients de traînée et de portance de la partie du profil intéressé par le radiateur d'envergure $L_r = 0,260$ m telle que sa surface

$$S_r = L_r l = 0,26 \times 0,6 = 0,156 \text{ m}^2.$$

Nous avons immédiatement les relations suivantes entre les surfaces

$$S = S_r + S_0, \quad \frac{S}{S_r} = 3, \quad \frac{S_0}{S_r} = 2.$$

Le « profil initial » n'est autre que la maquette ci-dessus de surface S mais telle que $\sigma = 0$ et avec un bouchon de bois qui ferme l'entrée du diffuseur du canal-radiateur près du bord d'attaque et dont la surface extérieure assure la continuité des cotes du profil N. A. C. A. 23 015. Dans ce cas-là, les C_{x_0} et C_{z_0} mesurés en soufflerie directement ne sont autres que C_{x_0} et C_{z_0} .

Dans C_{x_0} , on mesure aussi l'influence des flasques latérales et de la plaque de garde, de même que dans tous les C_{x_r} des autres polaires, si bien que (pour une incidence donnée) :

$\Delta C_{x_r} = C_{x_r} - C_{x_0}$ est uniquement l'accroissement du coefficient de traînée de profil dû à la présence du radiateur.

Calcul du ΔC_{x_r} . — Dans la relation $\Delta C_{x_r} = C_{x_r} - C_{x_0}$ nous ne connaissons que C_{x_0} (traînée du profil initial). Il s'agit de calculer C_{x_r} à partir du C_{x_r} de la maquette. Pour une même incidence i , nous avons

$$C_{x_0} \frac{\rho}{2} S V_0^2 = C_{x_0} \frac{\rho}{2} S_0 V_0^2 + C_{x_r} \frac{\rho}{2} S_r V_0^2$$

soit

$$C_{x_r} = C_{x_r} \frac{S}{S_r} - C_{x_0} \frac{S_0}{S_r}, \quad C_{x_r} = 3 C_{x_r} - 2 C_{x_0},$$

d'où enfin

$$\Delta C_{x_r} = C_{x_r} - C_{x_0} = 3(C_{x_r} - C_{x_0}).$$

21. Essais.

Nous avons réalisé cinq polaires pour le profil initial et différentes caractéristiques de la maquette, et deux tronçons de polaires, afin de déterminer deux $C_{x_{\min}}$ (Pl. LV

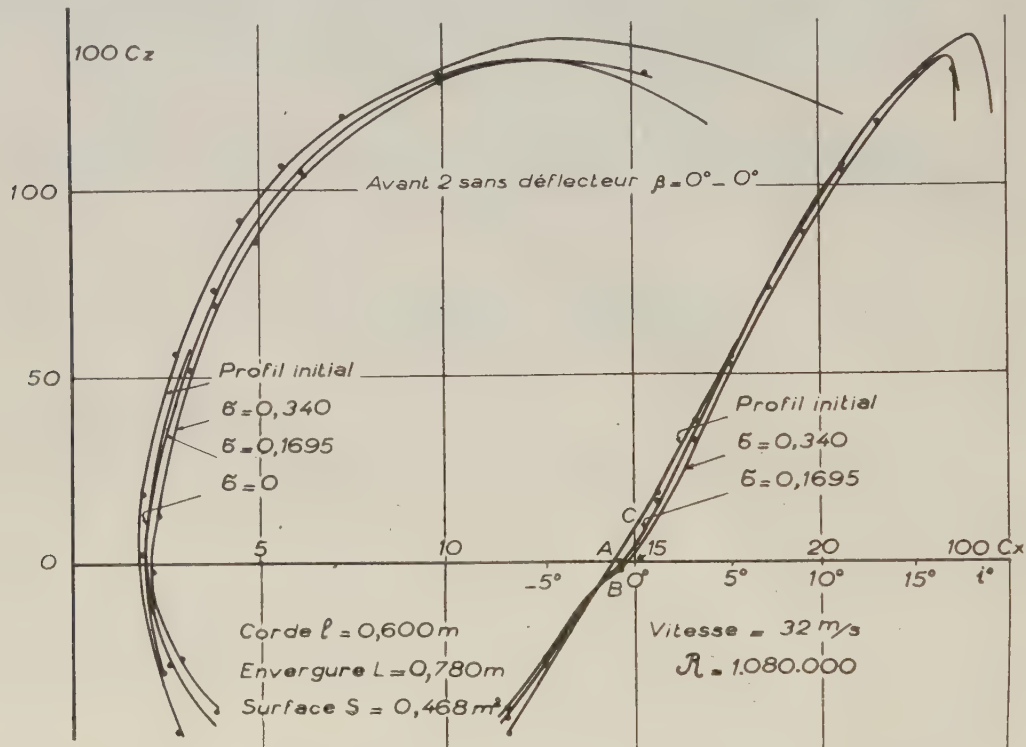


Planche LV. — Aile radiateur, profil N. A. C. A. 23 015, radiateur froid.

et LVI). Au cours de ces essais nous avons conservé $\beta = 0 - 0$. Les valeurs numériques sont données dans le tableau ci-contre.

22. Allongements.

L'allongement géométrique de la maquette est

$$\frac{L^2}{S} = 1,3.$$

Le calcul de l'allongement fictif équivalent λf de l'aile essayée « entre panneaux » se fait à l'aide de la relation proposée par M. le Professeur TOUSSAINT [10], à savoir :

$$\frac{1}{\lambda f} = \pi \left[\frac{k_{\lambda f}}{a_{\lambda f}} - \frac{1}{a_{\infty f}} \right] \quad \text{avec} \quad a_{\infty f} = 2\pi(1 + \eta E),$$

CARACTÉRISTIQUES de la maquette.		$i^0 (^\circ)$	— 6,75.	— 4,75.	— 2,75.	— 0,75.	+ 1,25	3,25	5,25	7,25	9,25	11,25	13,25	15,25	17,25	19,25
Profil initial ...		100 C_x	2,82	2,39	1,98	1,77	1,87	2,25	2,78	3,54	4,55	5,70	7,32	9,65	11,69	20,65
$\beta = 0 - 0 \dots$		100 C_z	— 45,1	— 29,2	— 13,4	2,19	18,6	37,4	55,9	73,7	91,3	106,1	119,2	130,9	138	119,4
AVANT 10 — SANS DÉFLECTEUR																
$\sigma = 0$		100 C_x	2,36	2,02	1,94	2,13	2,52	3,12								
$\beta = 0-0$		100 C_z	— 27,3	— 12,3	2,98	19,7	38,1	57,7								
$\sigma = 0,1695$	3,55	100 C_x	2,59	2,05	1,98	2,16	2,51	3,11	3,82	4,94	6,10	7,79	9,87	17,00		
$\beta = 0-0$	— 40,4	100 C_z	— 27,0	— 12,2	— 0,27	15,8	34,7	54,5	73,0	90,5	105,2	119,9	130,2	117,1		
$\sigma = 0,340$	3,86	100 C_x	2,87	2,12	2,11	2,31	2,67	3,18	3,85	4,91	6,27	7,84	9,91	15,33		
$\beta = 0-0$	— 39,2	100 C_z	— 25,4	— 11,4	— 1,7	12,9	32	51,5	69,5	86,9	104	117	129	130,5		
AVANT 10 — DÉFLECTEUR 4																
$\sigma = 0$		100 C_x	2,61	2,21	2,02	2,23	2,61	3,10								
$\beta = 0-0$		100 C_z	— 25,6	— 11,4	3,17	20,2	39,2	57,4								
$\sigma = 0,1695$	3,86	100 C_x	2,92	2,29	2,15	2,19	2,50	3,09	3,84	4,77	6,11	7,95	9,75	19,5		
$\beta = 0-0$	— 40	100 C_z	— 24,7	— 12,2	— 0,27	16,6	36,7	55	73	90,6	106,4	120	130	122,9		
$\sigma = 0,340$	4,29	100 C_x	3,14	2,44	2,30	2,41	2,68	3,23	3,93	4,83	6,25	7,85	9,67	14,6	21,4	
$\beta = 0-0$	— 39,6	100 C_z	— 24,6	— 12,5	— 3,19	13,7	32,4	52	70	87,4	102,9	117,2	126,8	132,4	130	

(¹) Les incidences sont prises par rapport à la corde normalisée qui fait un angle de — 1°,10 avec l'axe $C_z = 0$.

où $a_{\lambda f}$ est la pente de la courbe unitaire du « profil initial » (Pl. LV, LVI et LVIII).
Nous avons

$$a_{\lambda f} = 5,165 \quad (a_{\lambda f}^0 = 0,09).$$

a_{∞} est la pente de la courbe unitaire théorique en envergure infinie;
 $k_{\lambda f}$, η sont des coefficients variables.

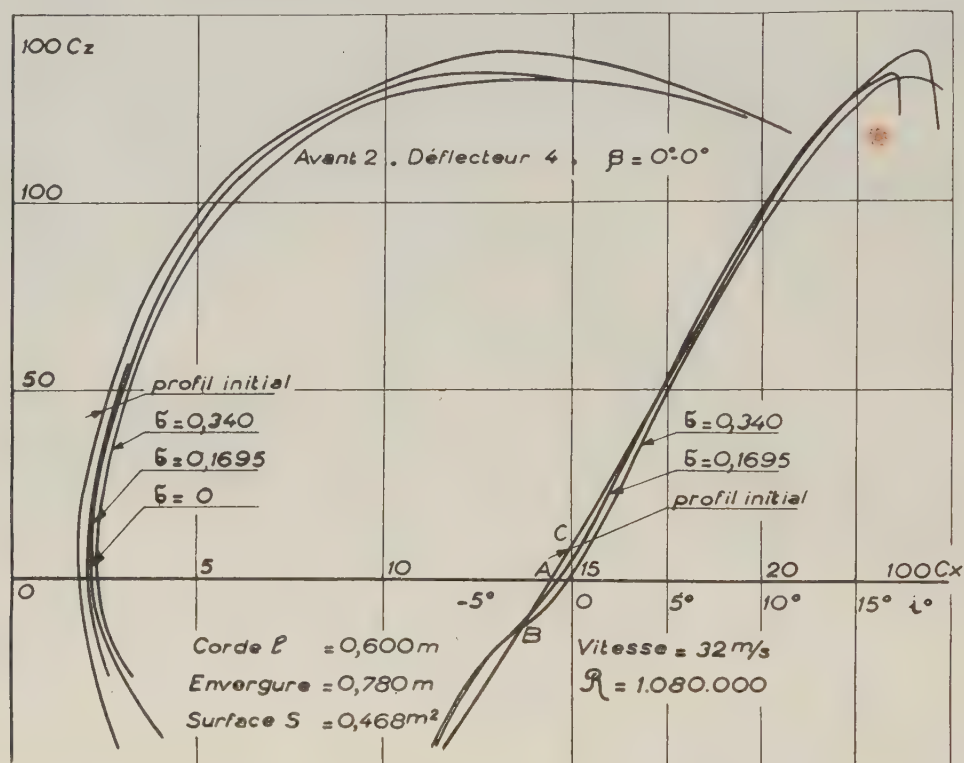


Planche LVI. — Aile radiateur, profil N. A. C. A. 23015.

Pour nos essais et notre aile, nous prendrons $k_{\lambda f} = 0,8705$ et $\eta = 0,70$.

$E = \frac{em}{l} = 0,15$ est l'épaisseur relative du profil d'épaisseur maximum em et de corde l .

Nous avons ainsi

$$a_{\infty} = 6,945 \quad \text{d'où} \quad \lambda f = 13.$$

Sur la planche LVIII, nous avons tracé la polaire du profil initial d'allongement ∞_e , obtenue en retranchant des C_{x_0} mesurés « entre panneaux » la résistance induite $\frac{C_{z_0}^2}{13\pi}$, et la courbe unitaire ∞_e .

23. Étude des C_z (Pl. LV, LVI, LVII).

Ainsi que nous venons de le voir, la pente de la courbe unitaire du « profil initial » est $a^0 = 0,090$.

Lorsqu'une partie de l'envergure de l'aile est intéressée par le radiateur, les pentes des diverses courbes unitaires demeurent toujours égales à $\alpha^0 = 0,090$, quelles que soient les ouvertures de sortie du canal-radiateur. Que le diffuseur possède ou non des déflecteurs ne modifie en rien ce résultat.

Toutefois, un « décrochement » dans la partie inférieure des courbes unitaires indique que le canal-radiateur agit comme une « fente avant », qui serait d'ailleurs mauvaise puisque le décollement et l'incidence de portance maxima, ne sont pas retardés. De plus, pour une même incidence i , le C_z diminue par rapport au C_{z_0} . La chute de C_z , que l'on désignera par ΔC_{z_r} (par analogie avec ΔC_{x_r}), peut se calculer comme ΔC_{x_r} .

On a ainsi (pour une même incidence caractérisant C_z et C_{z_0})

$$\Delta C_{z_r} = 3(C_{z_0} - C_z).$$

Correspondant à chacune des quatre courbes unitaires des planches LV et LVI (avant 2 sans déflecteur $\sigma = 0,1695$; $\sigma = 0,340$ et avant 2 avec déflecteur $4\sigma = 0,1695$ $\sigma = 0,340$), nous avons calculé, pour une même incidence i , le rapport $\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}} = 1 - \frac{C_z}{C_{z_0}}$. Les valeurs numériques sont rapportées dans les tableaux suivants :

AVANT 2. — SANS DÉFLECTEUR.									
i^0	- 0,75	+ 1,25	3,25	5,25	7,25	9,25	11,25	13,25	15,25
100 C_{z_0}	2,19	18,6	37,4	55,9	73,7	91,3	106,1	119,2	130,9
$\sigma = 0,1695$ {	100 ΔC_{z_r}	7,38	8,40	8,10	4,20	2,10	2,40	2,70	2,10
	$\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$	3,37	0,451	0,216	0,0753	0,0284	0,0263	0,0254	0,0161
$\sigma = 0,340$ {	100 ΔC_{z_r}	11,67	17,10	16,20	13,20	12,60	13,20	6,30	6,60
	$\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$	5,32	0,92	0,433	0,236	0,171	0,144	0,0593	0,0553

AVANT 2. — DÉFLECTEUR 4.									
i^0	- 0,75	+ 1,25	3,25	5,25	7,25	9,25	11,25	13,25	15,25
100 C_{z_0}	2,19	18,6	37,4	55,9	73,7	91,3	106,1	119,2	130,9
$\sigma = 0,1695$ {	100 ΔC_{z_r}	7,38	6,00	2,10	2,70	2,10	2,10	1,80	2,70
	$\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$	3,37	0,322	0,0561	0,0484	0,0285	0,0230	0,0175	0,0206
$\sigma = 0,340$ {	100 ΔC_{z_r}	16,14	14,70	15,00	11,70	11,10	11,70	9,60	6,00
	$\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$	7,38	0,791	0,401	0,209	0,151	0,128	0,0904	0,0502

Sur la planche LVII, nous avons porté les variations de $\frac{\Delta C_{zr}}{C_{z0}}$ en fonction de l'incidence i , i demeurant compris entre 0 et 15°, seule partie utile. L'allure de la totalité de la courbe est figurée ci-contre. Elle présente une discontinuité pour $i = 10,10$, angle de portance nulle du profil (point A). Les points A, B, C correspondent aux points A, B, C des planches LVI et LV.

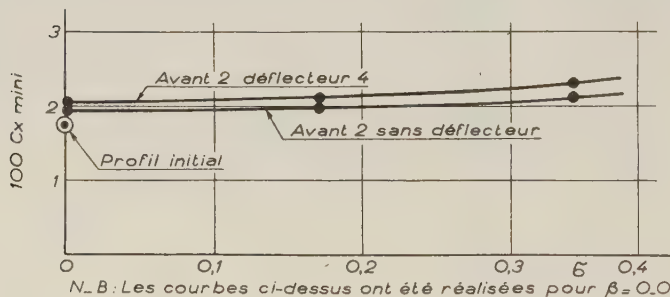
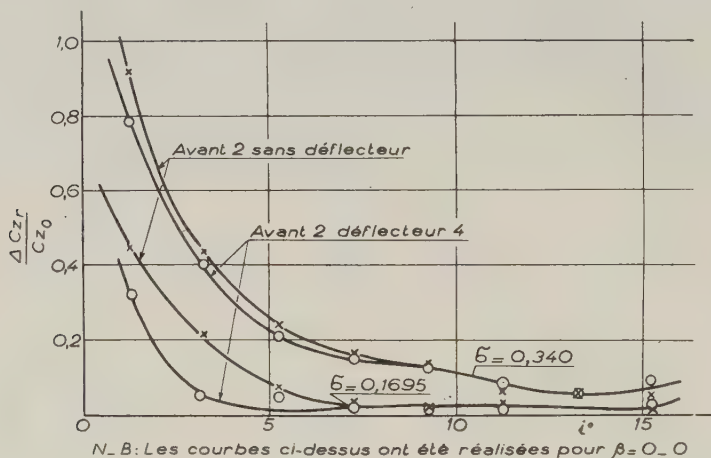


Planche LVII. — 1, variation de $\frac{\Delta C_{zr}}{C_{z0}}$ avec i° . Pour $\sigma = 0,1695$ et $0,340$;
2, variation de $100 C_{x_{\min}}$ avec σ .

Il en résulte que pour chacun des avants 2 avec déflecteurs ou sans déflecteurs, la chute de C_z augmente avec l'ouverture de sortie σ .

Pour une forme déterminée de diffuseur, le coefficient de portance diminue lorsque le débit d'air à travers le radiateur augmente. Cette diminution devient beaucoup moins importante en valeur relative lorsque l'incidence de l'aile croît.

ΔC_{zr} est aussi une fonction du profil des vitesses en amont du radiateur.

Pour les faibles incidences, ΔC_{zr} diminue lorsque le profil des vitesses s'améliore (cf. avant 2, déflecteur 4).

24. Étude du ΔC_z sur une aile d'avion.

Nous allons calculer, pour une aile d'avion, la chute du coefficient de portance, par suite de la présence du radiateur, qui devient négligeable, tout au moins en ce qui concerne des conditions certaines de vol.

Supposons d'abord que le radiateur ne soit pas lié à l'aile de surface totale S . Si C_{z_0} est le coefficient de portance, nous aurons

$$R_{z_0} = C_{z_0} \frac{\rho}{2} S V_0^2.$$

Maintenant, supposons que le radiateur soit noyé dans l'épaisseur du profil. Si S_0 est la surface du profil pur (coefficient C_{z_0}) et S_r la surface intéressée par le radiateur (coefficient C_{z_r}), nous aurons alors une portance inférieure à R_{z_0} telle que

$$R_{z_0} > C_{z_0} \frac{\rho}{2} S_0 V_0^2 + C_{z_r} \frac{\rho}{2} S_r V_0^2.$$

En réalité, S_r n'est qu'une fraction de S . Posons donc

$$S_r = \frac{S}{n} \quad \text{avec} \quad S_0 = S - S_r = S - \frac{S}{n},$$

nous aurons

$$R_{z_0} > C_{z_0} \frac{\rho}{2} \left(S - \frac{S}{n} \right) V_0^2 + C_{z_r} \frac{\rho}{2} \frac{S}{n} V_0^2 = \frac{\rho}{2} \left[C_{z_0} - \frac{\Delta C_{z_r}}{n} \right] S V_0^2 = R_{z_0} - \frac{\rho}{2} \frac{\Delta C_{z_r}}{n} S V_0^2.$$

On voit donc que si l'on admet (ce qui est fort possible) que $n = 10$, C_{z_0} se trouve diminué d'une quantité très faible $\frac{\Delta C_{z_r}}{10}$. En rapportant la chute de portance due à la présence du radiateur dans l'aile à la portance de l'aile sans radiateur

$$\frac{C_{z_0} \frac{\rho}{2} S V_0^2 - \frac{\rho}{2} \left[C_{z_0} - \frac{\Delta C_{z_r}}{n} \right] S V_0^2}{C_{z_0} \frac{\rho}{2} S V_0^2} = \frac{1}{n} \frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$$

et grâce aux tableaux des pages précédentes donnant $\frac{\Delta C_{z_r}}{C_{z_0}}$, il est visible que la chute de portance due à la présence du radiateur dans l'aile, faible pour les vols de croisière, est négligeable pour les vols de montée.

25. Étude du $C_{x_{\min}}$.

Les variations de $C_{x_{\min}}$, relevées sur les planches LV et LVI pour diverses caractéristiques de la maquette, sont rassemblées dans le tableau suivant et indiquées sur la planche LVII.

PROFIL INITIAL : $100 C_{x_{0min}} = 1,75$.						
	Avant 2 sans déflecteur.			Avant 2. — Déflecteur 4.		
σ	0	0,1695	0,340	0	0,1695	0,340
$100 C_{x_{min}}$	1,92	1,98	2,09	2,01	2,11	2,29
$\frac{100 C_{x_{min}}}{1,75}$	1,095	1,132	1,194	1,148	1,205	1,380

Ainsi, l'accroissement de traînée dû à la présence du radiateur dans l'aile, ΔC_{x_r} , peut se décomposer en plusieurs parties, à savoir

$$\Delta C_{x_r} = C_{x_e} + C_{x_d} + C_{x_\sigma},$$

où C_{x_e} est la traînée due à la présence du canal interne de l'aile et plus particulièrement de la prise d'air près du bord d'attaque;

C_{x_d} est la traînée causée par les déflecteurs;

C_{x_σ} est la traînée créée par le passage de l'air à travers les lames du faisceau radiant.

Les polaires réalisées avec $\sigma = 0$ permettent le calcul de C_{x_e} , C_{x_d} , C_{x_σ} .

Dans le cas des C_x minimum, nous allons donc calculer les valeurs de C_{x_e} , C_{x_d} , C_{x_σ} .

Ainsi, nous avons

1. Pour $\sigma = 0$, dans ce cas, $C_{x_\sigma} = 0$,

Sans déflecteur $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = \frac{C_{x_e}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 \%$ du $C_{x_{0min}}$

Avec » $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = \frac{C_{x_e}}{C_{x_{0min}}} + \frac{C_{x_d}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 + 5,13 = 14,85 \%$.

2. Pour $\sigma = 0,1695$, dans ce cas, $C_{x_\sigma} \neq 0$,

Sans déflecteur $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = \frac{C_{x_e}}{C_{x_{0min}}} + \frac{C_{x_\sigma}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 + 3,43 = 13,15 \%$.

Avec » $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = \frac{C_{x_e}}{C_{x_{0min}}} + \frac{C_{x_d}}{C_{x_{0min}}} + \frac{C_{x_\sigma}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 + 5,13 + 5,71 = 20,6 \%$.

3. Pour $\sigma = 0,340$, encore $C_{x_\sigma} \neq 0$,

Sans déflecteur $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 + 9,72 = 19,44 \%$.

Avec » $\frac{\Delta C_{x_r}}{C_{x_{0min}}} = 9,72 + 5,13 + 15,98 = 30,83 \%$.

Une assez grande partie de ΔC_{x_r} est donc due à la déformation exigée par la prise d'air près du bord d'attaque. De plus, par suite de leur position avancée dans le diffuseur, les déflecteurs agissent sur l'écoulement autour de l'aile et sont cause d'une

augmentation de traînée. Ainsi ces déflecteurs accroissent la résistance à l'avancement lorsque le débit d'air à travers le radiateur est nul, mais, comme nous le verrons, la réduisent lorsque le radiateur est refroidi.

Remarquons enfin que les coefficients C_{x_c} et C_{x_d} sont semblables à des « C_x de profil », alors que C_{x_σ} est fonction du débit d'air à travers le radiateur. Nous allons mettre en évidence une relation entre les vitesses en amont du faisceau radiant et les C_{x_σ} .

26. Définition d'un nouveau coefficient C_v . Relation entre C_q et C_v .

Précédemment, nous avons défini un coefficient C_q tel que $C_q = \frac{q}{Q}$, où q et Q représentent les calories évacuées par le radiateur pour une même vitesse moyenne V_1 , mais dans des conditions différentes, en particulier pour des profils de vitesses locales différents. En général, q est inférieur à Q . On peut alors faire correspondre à q une vitesse V_{1e} , que nous appellerons « vitesse efficace », telle que

$$q = 12,6 V_{1e}^{0,74} + 5$$

semblable à la relation

$$Q = 12,6 V_1^{0,74} + 5,$$

qui traduit les courbes des planches XLII et XLIII.

Dans ces conditions

$$V_{1e} \leq V_1$$

et nous poserons

$$C_v = \frac{V_{1e}}{V_1} \leq 1.$$

Immédiatement, il vient entre C_q et C_v

$$q = 12,6 V_{1e}^{0,74} + 5 = C_q Q = C_q (12,6 V_1^{0,74} + 5) C_q.$$

Soit

$$C_q = C_v^{0,74} + \frac{5(1 - C_q)}{12,6 V_1^{0,74}}.$$

27. Relation entre C_{x_σ} et $C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$ pour diverses incidences de l'aile.

Nous avons dressé les tableaux indiqués plus loin.

Dans ces tableaux, $\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$, Q , q , V_1 ont été donnés par des tableaux précédents, V_{1e} par les planches XLII et XLIII, et les C_x par les planches LV et LVI. De plus, ainsi qu'il a été montré précédemment

$$100 C_{x_\sigma} = 3 x [100 C_x (\text{pour } \gamma \neq 0) - 100 C_x (\text{pour } \gamma = 0)].$$

Dans ce cas, C_{x_σ} correspond à une aile intéressée sur toute son envergure par le radiateur.

Il résulte donc des calculs, indiqués plus avant, la relation :

$$100 C_{x\sigma} = A C_V^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2, \quad (\text{pl. 57 bis}),$$

A étant un coefficient variable avec l'incidence pour une forme de canal déterminée (Pl. LVII bis). A est aussi fonction des profils des vitesses en amont du radiateur.

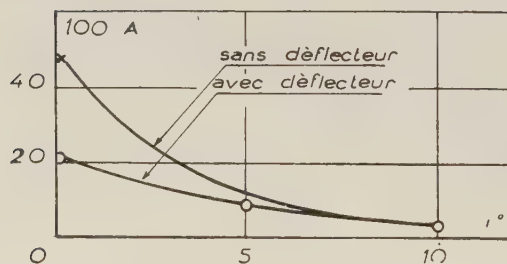
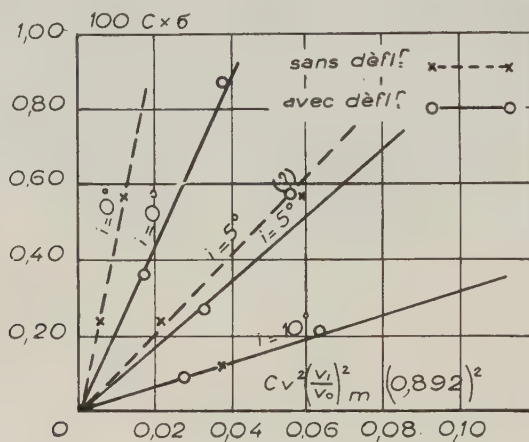


Planche LVII bis. — 1, relation entre $C_{x\sigma}$ et $C_V^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$; $C_{x\sigma} = A C_V^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$;

2, variation de « A » avec l'incidence i^0 .

Une amélioration de ceux-ci, grâce aux déflecteurs, réduit A de 50 % pour i^0 compris entre 0 et 3°. Au-dessus de 3°, la réduction de A est moins forte. Nous avons égalité de A pour $i = 10^0$, quand $C_q = C_v = 1$. Cette réduction de A explique facilement que, avec des déflecteurs, malgré la naissance de C_{x_d} , la traînée globale C_{x_r} soit plus petite que sans déflecteurs (voir « conclusions »). Enfin, donc, la traînée de l'aile avec radiateur peut se mettre sous la forme

$$C_{x_r} = C_{x_0} + C_{x_c} + C_{x_d} + A C_V^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2 !$$

	σ	i^0	$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)_m$	$0,892 \frac{V_1}{V_0}$	V_{1^*}	Q	q	V_{1c}	C_{v^*}	$C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0}\right)^2 0,892^2$	$100 C_x$ pour $\sigma = 0$	$100 C_x$	$100 C_x \sigma$
Avant 2 sans déflecteur	0,1695	0	0,239	0,213	6,85	58,2	27,5	2,33	0,340	0,00528	1,95	2,03	0,24
		5	0,233	0,208	6,67	57	44,5	4,70	0,704	0,0215	3,00	3,08	0,24
		10	0,217	0,194	6,22	54,2	54	6,19	0,995	0,0374	5,31	5,35	0,12
	0,340	0	0,279	0,249	8,00	64,3	36,2	3,49	0,436	0,0119	1,95	2,14	0,57
		5	0,304	0,272	8,70	68,2	63	7,72	0,887	0,0584	3,00	3,19	0,57
		10	0,349	0,312	10,00	75,3	75	9,92	0,992	0,0964	5,31	5,41	0,30
Avant 2 déflecteur 4	0,1695	0	0,231	0,206	6,62	56,5	41,7	4,24	0,640	0,0174	2,02	2,14	0,36
		5	0,233	0,208	6,67	57	51,9	5,82	0,872	0,0331	2,99	3,08	0,27
		10	0,193	0,173	5,52	49,5	48,5	5,32	0,964	0,0278	5,29	5,31	0,09
	0,340	0	0,263	0,235	7,53	61,6	54,8	6,28	0,834	0,0385	2,02	2,31	0,87
		5	0,281	0,251	8,05	64,2	62,2	7,59	0,942	0,0561	2,99	3,18	0,57
		10	0,278	0,248	7,95	64	65	8,09	1,016	0,0639	5,29	5,36	0,21

28. Comparaison entre les C_x obtenues par les pesées et par les sillages.

Nous allons comparer les $C_{x_{rp}}$ calculés à partir de l'étude des sillages (Chap. IV), avec les C_{x_p} obtenus par pesées aérodynamiques. Nous ferons cette comparaison pour l'incidence $i = 0^0$, très peu différente de celle pour laquelle $C_z = 0$ et où le coefficient de résistance induite $\frac{C_z^2}{\pi \lambda}$ est négligeable. Pour cela, nous dresserons le tableau suivant en remarquant que, d'après les calculs donnés précédemment,

$$100 C_{x_p} = 100 [C_{x_0} + \Delta C_{x_p}] = 100 [C_{x_0} + 3(C_x - C_{x_0})].$$

	σ	$100 C_{x_0}$	$100 C_x$	$100 \Delta C_{x_p}$	$100 C_{x_p}$	$100 C_{x_{rp}}$	$100 x$ ($C_{x_p} - C_{x_{rp}}$)
Avant 2 sans déflecteur	0,1695	1,78	2,03	0,75	2,53	1,95	0,58
	0,340	1,78	2,14	1,08	2,86	2,25	0,61
Avant 2 avec déflecteur 4	0,1695	1,78	2,14	1,08	2,86	2,02	0,84
	0,340	1,78	2,28	1,50	3,28	2,41	0,87

Pour les raisons déjà indiquées dans le Chapitre IV les C_{x_r} calculés à partir des polaires sont supérieurs aux $C_{x_{rp}}$ calculés par la méthode des sillages. La différence 100 ($C_{x_r} - C_{x_{rp}}$) caractérise l'effet des flasques latérales, de la plaque de garde, des fils de support, etc.

Pour l'avant 2 sans déflecteur 100 ($C_{x_r} - C_{x_{rp}}^*$) $\cong$ 0,60 et pour l'avant 2 avec déflecteur 100 ($C_{x_r} - C_{x_{rp}}$) $\cong$ 0,85. La différence entre 0,85 et 0,60 correspond au fait que les déflecteurs sont soudés sur des plaques de métal vissées sur les parois latérales du diffuseur en amont du radiateur : d'où une augmentation des C_{x_r} locaux par des perturbations et des décollements apportés aux filets d'air, pour la fixation des déflecteurs.

29. Étude complémentaire.

Cette étude a pour but de montrer l'influence du braquage des volets de courbure sur les caractéristiques aérodynamiques du profil, et est un complément à l'étude des caractéristiques thermiques correspondantes et déjà signalées.

Nous avons adopté le braquage $\beta = 20^\circ-0^\circ$ (Pl. V). Les polaires réalisées, dont nous donnons les valeurs numériques dans le tableau suivant, sont représentées sur la planche LVIII.

CARACTÉRISTIQUES de la maquette.	i° .	-6,83.	-4,83.	-2,83.	-0,83.	+1,17.	3,17.	5,17.	7,17.	9,17.	11,17.	13,17.	15,17.	17,17.
Profil initial $\beta = 20^\circ-0^\circ$	100 C_x .	2,68	2,84	3,22	4,09	5,05	6,19	7,72	9,34	11,32	12,99	16,04	19,40	25,1
	100 C_z .	31	50	68,7	85	107	127	147	165	182,9	194	205,5	206,5	202
Avant 2 sans déflecteur $\sigma=0,340 \beta=20^\circ-0^\circ$	100 C_x .	2,75	2,81	3,63	4,28	5,23	6,18	7,61	9,18	10,80	13,05	15,80	19,62	33,80
	100 C_z .	13,4	36,2	57	77,2	100,5	120,1	141	158,5	172,2	186,9	199,5	202	175

Ainsi le braquage $\beta = 20^\circ-0^\circ$ fait passer le C_z maximum du profil initial de 1,4 à 2,07. Lorsque le profil est intéressé par un radiateur sur une partie de son envergure et lorsque le faisceau radiant est traversé par un courant d'air (avant 2, sans déflecteur, $\sigma = 0,340$), le C_z maximum passe de 1,355 à 2,025. On constate encore dans ce cas, un accroissement de C_x et une diminution de C_z .

La pente de la courbe unitaire du profil initial est toujours égale à $\alpha^\circ = 0,090$. Mais il n'en est plus de même lorsque le canal radiateur est caractérisé par l'avant 2 sans déflecteur et $\sigma = 0,340$. L'effet de fente, déjà signalé, bien que ne retardant pas le décollement, est plus sensible et se caractérise par une adaptation progressive à mesure que l'incidence augmente. Il est aussi beaucoup plus manifeste sur la polaire.

L'intérêt de l'étude précédente consiste en ce que l'augmentation des C_x obtenue grâce au braquage des volets correspond à une plus grande quantité de calories

évacuées par le radiateur comme nous l'avons vu. Ce qui s'explique par le fait que le débit d'air à travers le radiateur est accru probablement par suite de la différence

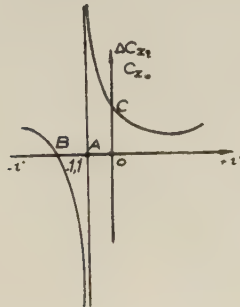
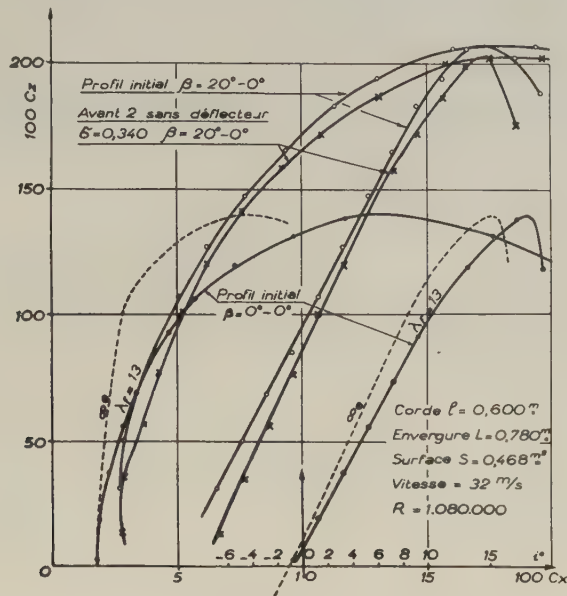


Planche LVIII. — Aile radiateur, profil N. A. C. A. 23.015, radiateur froid.

Corde $l = 0,800$ m; envergure $L = 0,780$ m; surface $S = 0,468$ m²; vitesse = 32 m/s; $R = 1\ 080\ 000$.

de pression entre l'intrados et l'extrados, qui est plus grande lorsque les volets sont braqués que lorsqu'ils sont en position initiale. Le braquage des volets présente donc un intérêt double en vol de montée.

CHAPITRE VI.

ADAPTATION OPTIMUM DE L'AILE RADIATEUR.

30. Puissance absorbée par le refroidissement.

L'évacuation des calories par le radiateur donne naissance à une résistance R_{x_r}

$$R_{x_r} = \Delta C_{x_r} \frac{\rho}{2} S_r V_0^2,$$

avec les notations déjà utilisées.

Ainsi, pour évacuer q calories par unité de temps, la puissance $R_{x_r} V_0$ est consommée. Le rapport de ces deux quantités est la puissance dépensée pour évacuer une calorie par unité de temps

$$\frac{R_{x_r} V_0}{q} = \frac{\Delta C_{x_r} \frac{\rho}{2} S_r V_0^3}{C_q \rho g S_1 V_{im} C_p \Delta t},$$

ou encore, avec

$$\begin{aligned} V_{im} &= 0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m V_0, \\ \Delta t &= e \delta \theta, \\ \frac{R_{x_r} V_0}{q} &= \frac{V_0^2}{2 g C_p 0,892 \delta \theta} \frac{S_2}{S_1} \frac{\Delta C_{x_r}}{C_q \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m e}. \end{aligned}$$

31. Facteurs de puissance.

Ainsi, la puissance dépensée pour évacuer une calorie par unité de temps se met sous la forme d'un produit de trois facteurs.

Le premier met en évidence des résultats déjà connus, à savoir : la puissance absorbée par le refroidissement est proportionnelle à V_0^2 et à $\frac{1}{\delta \theta}$.

Le second, sans dimensions, $\frac{S_r}{S_1}$, est caractéristique d'un radiateur lié à une aile; en effet,

$$\frac{S_r}{S_1} = \frac{L_r l}{L_r e_1} = \frac{l}{e_1} = \frac{l}{h e_m} = \frac{1}{h E},$$

où e_1 est la hauteur de la surface frontale du radiateur;

$E = \frac{e_m}{l}$ est l'épaisseur relative du profil d'épaisseur maximum e_m et de corde l .

$h = \frac{e_1}{e_m}$ est un coefficient caractéristique du radiateur et du profil tel que $0 < h < 1$.

Pour notre aile nous avons

$$h = \frac{56}{90} = 0,62.$$

Il en résulte que pour les mêmes conditions de fonctionnement, un type de radiateur et une surface frontale de faisceau radiant donnés, la puissance absorbée par le refroidissement sera minimum pour le radiateur ayant une hauteur de surface frontale la plus grande possible. L'envergure intéressée par le radiateur sera, dans ce cas-là, minimum.

Pour que la puissance absorbée soit faible, il faut donc que hE soit le plus grand possible, les autres facteurs restant fixes. Toutefois h et E auront des limites, h sera limité par l'épaisseur du profil, la profondeur du faisceau, les formes à donner au canal radiateur, en particulier au diffuseur, et la construction de l'aile (longerons, revêtements, etc.).

La valeur à donner à E dépend de l'avion même.

En bref, il faut placer le radiateur dans la partie la plus épaisse du profil, ce qui d'ailleurs présente le plus d'avantages, car étant près des fuseaux-moteurs ou du fuselage, les circuits d'eau seront d'autant plus courts, d'où diminution de poids et des pertes de charge, et moindre risque de fuite de liquide, et le souffle de l'hélice assurera un refroidissement suffisant au point fixe et au décollage.

32. Coefficient de qualité de buse.

Enfin, le troisième facteur, coefficient sans dimensions, est

$$\gamma = \frac{\Delta C_{x_r}}{C_{q_e} \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m}.$$

Les deux autres facteurs étant fixés (ce qui est le cas pour nos essais), le minimum du coefficient de qualité de buse γ permet de déterminer la meilleure forme de canal radiateur (en ce qui concerne le diffuseur, l'emploi des déflecteurs, ouverture de sortie), c'est-à-dire celle qui augmente le moins la traînée d'une aile d'avion, pour une incidence donnée.

ΔC_{x_r} en fonction de i° se calcule comme il est indiqué au Chapitre XIV, à partir des planches LV et LVI.

$C_{q_e} \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ en fonction de i° est obtenu à partir des courbes de la planche XLVIII. Pour une incidence et pour une forme d'aile données, on tracera γ en fonction de σ . Le minimum de γ fixera le σ optimum et si l'emploi des déflecteurs est utile.

Une plus grande généralisation permettrait, en joignant pour chaque incidence le minimum de γ , d'obtenir l'incidence où γ est minimum minimorum.

33. Adaptation optimum de l'aile radiateur.

a. Nous rassemblons dans les quatre tableaux suivants les calculs déterminant γ pour diverses caractéristiques de la maquette.

Avant 2 sans déflecteur $\sigma = 0,1695$ $\beta = 0^{\circ}-0^{\circ}$					
i°	100 Cx_0	100 Cx	100 ΔCx_r	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100 χ
0.....	1,78	2,03	0,75	0,0841	8,91
2.....	1,99	2,25	0,78	0,105	7,43
4.....	2,46	2,73	0,81	0,125	6,47
6.....	3,08	3,38	0,90	0,1425	6,30
8.....	3,92	4,24	0,96	0,156	6,15
10.....	5,02	5,35	0,99	0,1652	5,98

Avant 2 sans déflecteur $\sigma = 0,340$ $\beta = 0^{\circ}-0^{\circ}$					
i°	100 Cx_0	100 Cx	100 ΔCx_r	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100 χ
0.....	1,78	2,14	1,08	0,1115	9,70
2.....	1,99	2,38	1,17	0,147	7,96
4.....	2,46	2,86	1,20	0,178	6,74
6.....	3,08	3,49	1,23	0,205	6,00
8.....	3,92	4,32	1,20	0,222	5,41
10.....	5,02	5,41	1,17	0,230	5,09

Avant 2 déflecteur 4 $\sigma = 0,1695$ $\beta = 0^{\circ}-0^{\circ}$					
i°	100 Cx_0	100 Cx	100 ΔCx_r	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100 χ
0.....	1,78	2,14	1,08	0,1288	8,58
2.....	1,99	2,32	0,99	0,143	6,92
4.....	2,46	2,78	0,96	0,155	6,18
6.....	3,08	3,41	0,99	0,161	6,12
8.....	3,92	4,21	0,87	0,1574	5,52
10.....	5,02	5,31	0,84	0,150	5,59

Avant 2 déflecteur 4 $\sigma = 0,340$ $\beta = 0^0-0^0$					
$i^0.$	100 C_{v_0}	100 C_{v_1}	100 ΔC_{v_1}	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100 χ
0.....	1,78	2,28	1,50	0,1695	8,85
2.....	1,99	2,46	1,41	0,179	7,87
4.....	2,46	2,89	1,29	0,1885	6,85
6.....	3,08	3,49	1,23	0,196	6,27
8.....	3,92	4,30	1,14	0,200	5,70
10.....	5,02	5,36	1,02	0,201	5,10

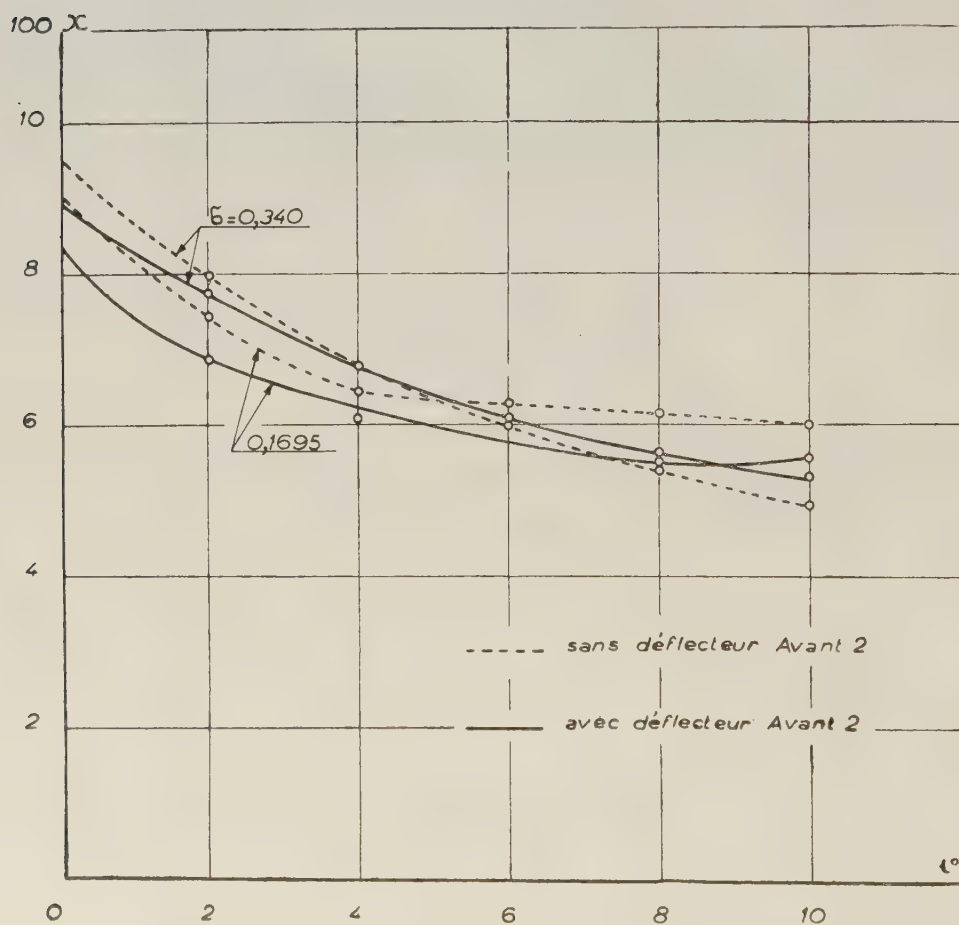


Planche LIX. — 1, variations du coefficient χ , variations de 100χ avec i^0 .
 2, détermination du σ avant χ minimum. Pour $i = 0^0, 2-1^0, 3-6^0, 8,$ $C_z = 0,1, 0,2-0,7$.

Les variations du coefficient de qualité de buse pour l'avant 2 sans déflecteur et avec déflecteur 4 et pour $\sigma = 0,1695$ et $\sigma = 0,340$, ont été tracées en fonction de l'incidence i^0 (Pl. LIX, fig. 1).

Pour $\sigma = 0,1695$, l'emploi du déflecteur 4 réduit χ de 6 % environ lorsque i^0 croît de 0 à 6°, et de 11 % lorsque i^0 croît de 6 à 10°.

Pour $\sigma = 0,340$, le pourcentage de diminution de χ varie de 5,5 à zéro grâce au déflecteur lorsque i^0 augmente de 0 à 5°. Dès que i^0 est supérieur à 5°, le déflecteur fait croître χ .

b. A partir de ces courbes, il est facile de tracer, pour une incidence donnée, correspondant à un cas de vol déterminé (C_{x_0} fixé), les variations de χ en fonction de σ . Les incidences suivantes ont été adoptées :

$i^0 = 0^0, 2$	soit	$100 C_{x_0} = 10$	(avions modernes rapides, très chargés au m ²);
$i^0 = 1^0, 3$	soit	$100 C_{x_0} = 20$	(palier plein gaz);
$i^0 = 6^0, 8$	soit	$100 C_{x_0} = 70$	(montée plein gaz).

Afin de tracer ces courbes au mieux, nous avons calculé le coefficient de buse pour σ légèrement supérieur à zéro. Les calculs sont rapportés dans les tableaux qui suivent.

$\sigma \neq 0$	Avant 2 sans déflecteur			$\beta^0 = 0^0-0^0$	
i^0	$100 C_{x_0}$	$100 C_{x_r}$	$100 \Delta C_{x_r}$	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100χ
$0^0, 2 \dots\dots$	1,79	2,00	0,65	0,01590	40,8
$1^0, 3 \dots\dots$	1,89	2,11	0,66	0,01590	41,5
$6^0, 8 \dots\dots$	3,39	3,64	0,75	0,01603	46,8

$\sigma \neq 0$	Avant 2	déflecteur 4	$\beta^0 = 0^0-0^0$		
i^0	$100 C_{x_0}$	$100 C_{x_r}$	$100 \Delta C_{x_r}$	$C_q e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$	100χ
$0^0, 2 \dots\dots$	1,79	2,07	0,84	0,01600	52,5
$1^0, 3 \dots\dots$	1,89	2,17	0,84	0,01600	52,5
$6^0, 8 \dots\dots$	3,39	3,70	0,93	0,01608	57,8

Ci-dessous, nous avons rassemblé les valeurs de 100χ pour diverses valeurs de σ et pour l'avant 2 avec et sans déflecteur.

Avant 2 sans déflecteur				Avant 2 déflecteur 4		
$i^\circ \backslash \sigma$	0.	0,1695.	0,340.	0.	0,1695.	0,340.
$0^\circ, 2 \dots$	40,8	8,79	9,82	52,5	8,22	9,28
$1^\circ, 3 \dots$	41,5	7,86	8,62	52,5	7,33	8,34
$6^\circ, 8 \dots$	46,8	6,21	5,79	57,8	5,78	5,92

La figure 2 de la planche LIX, qui traduit ces chiffres en courbes, fournit l'adaptation optimum de l'aile radiateur, c'est-à-dire permet de déterminer pour chacune des incidences envisagées, la valeur de σ correspondant au χ minimum.

c. Le tableau ci-dessous résume les valeurs de σ , $\chi \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ optima pour $i^\circ = 0^\circ, 2, 1^\circ, 3, 6^\circ, 8$.

i°	$100 C_{z_0}$	100 χ minimum		Gain sur χ	σ pour 100 χ_m		$\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ froid.		0,892 $\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ froid.	
		Sans déflec.	Avec déflec.		Sans déflec.	Avec déflec.	Sans déflec.	Avec déflec.	Sans déflec.	Avec déflec.
$0^\circ, 2 \dots$	10	8,20	7,75	5,5	0,220	0,215	0,258	0,255	0,230	0,228
$1^\circ, 3 \dots$	20	7,30	6,83	6,5	0,220	0,215	0,262	0,265	0,234	0,237
$6^\circ, 8 \dots$	70	5,40	5,20	3,7	0,270	0,233	0,305	0,261	0,273	0,233

Ainsi, dans le cas de vol où $100 C_{z_0}$ est égal à 10 ($i = 0^\circ, 2$) ou 20 ($i = 1^\circ, 3$), l'emploi du déflecteur 4 diminue la puissance absorbée par le refroidissement puisque χ est réduit de 6 % environ. L'ouverture de sortie σ doit être de 0,215, ce qui correspond à un coefficient de réduction de vitesse $\left[0,892 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m \text{ froid} \right]$ de 0,23.

En vol de montée, $\left(\frac{i = 6^\circ, 8}{C_{z_0} = 0,70} \right) \chi$ est sensiblement le même, que le diffuseur possède ou non des déflecteurs, dès que σ est supérieur à 0,290. Il est certain que dans ce cas de vol χ n'aura pas une valeur minimum.

Le coefficient de qualité de buse est toutefois inférieur au minimum des χ réalisés dans les vols en palier.

L'usage de déflecteurs est donc utile pour les vols en palier, et n'est pas nuisible lors des vols de montée.

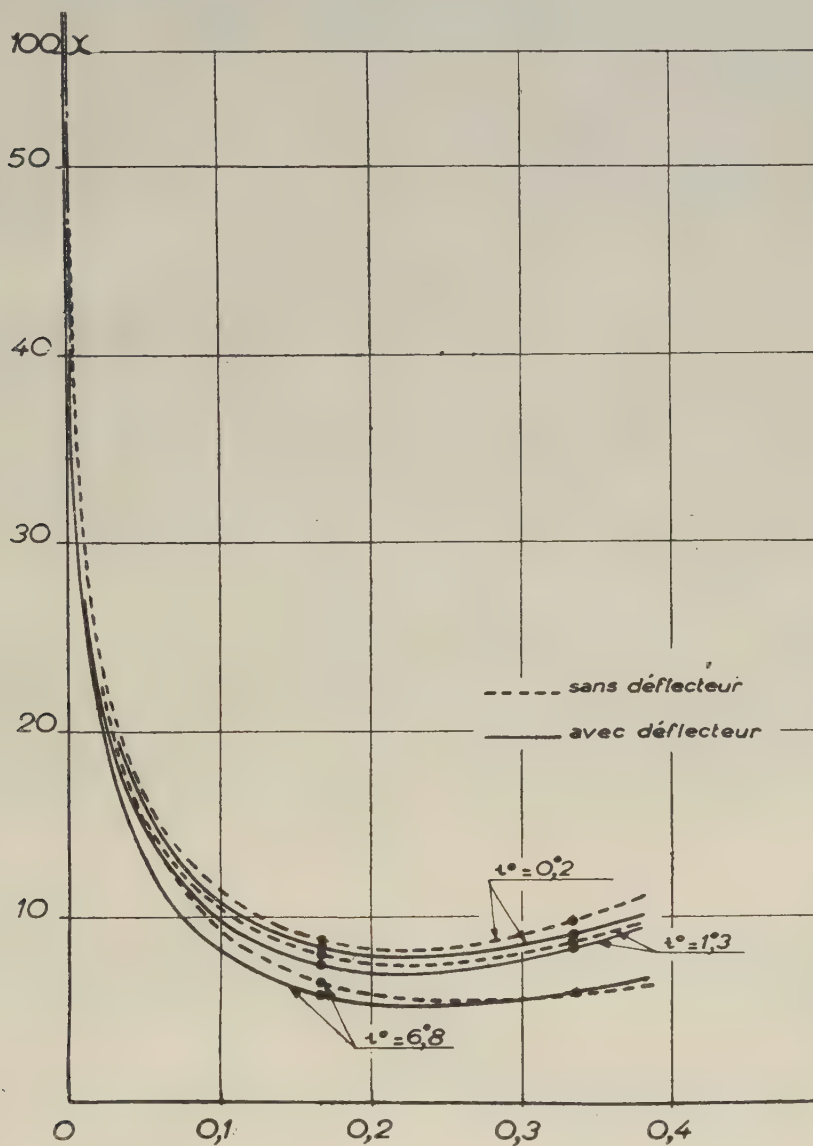


Planche LIX. — 2, détermination du σ avant γ minimum. Pour $i = 0^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 8^\circ$. $C_s = 0, 1, 0, 2 \text{ — } 0, 7$.

34. Remarque sur la puissance relative mise au moteur.

A partir des coefficients obtenus précédemment, le calcul de la puissance relative prise au moteur peut se faire de la manière suivante.

En admettant que le moteur de puissance W chevaux cède à l'eau $0,08$ W/cal/sec., puisque $\frac{R_{x_r} V_0}{q}$ représente la puissance absorbée pour évacuer une calorie par unité de temps et en posant η = rendement des hélices, la puissance ΔW prise au moteur pour le refroidir sera

$$\Delta W = 0,08 W \frac{\frac{R_{x_r} V_0}{75}}{9} \frac{1}{\eta}.$$

Soit, en valeur relative,

$$\frac{\Delta W}{W} = \frac{0,08}{75 \eta} \frac{S_r}{S_1} \frac{1}{2 g C_p 0,892 \delta \theta} \frac{\Delta C_{x_r}}{C_{\eta} e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m} V_0^2.$$

Le calcul de $\frac{\Delta W}{W}$ à partir des valeurs numériques trouvées au cours de nos essais serait assez osé car, d'une part, il faudrait pour un avion moderne prendre V_0 de 100 à 200 m/sec, et, d'autre part, $C_{\eta} e \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m$ est certainement trop faible, le radiateur ayant évacué un nombre de calories inférieur à ce que l'on pouvait espérer. En effet, la vitesse de circulation de l'eau (0,37 m/sec) est inférieure à la vitesse de 1 m/sec généralement admise comme valeur optimum.

CHAPITRE VII.

POINTS ESSENTIELS OBTENUS ET SITUATION DE NOS RÉSULTATS PAR RAPPORT A LA PUISSANCE ABSORBÉE PAR LES RADIATEURS.

35. Points obtenus avec le radiateur froid.

Pour un radiateur froid noyé dans l'épaisseur d'un profil d'aile avec entrée du canal près du bord d'attaque, et sortie sur l'extrados à 75 % de corde à partir du bord d'attaque, nous avons remarqué que :

— le débit d'air qui traverse le faisceau radiant est fonction de la position d'entrée du diffuseur, de l'incidence de l'aile et croît avec l'ouverture de sortie;

— l'augmentation du coefficient de résistance — par rapport à celui du profil initial — est d'une part due à la perturbation apportée par l'ouverture près du bord d'attaque exigée par la prise d'air et, d'autre part, croît avec le débit d'air à travers le radiateur;

— la meilleure forme de canal radiateur est caractérisée par le diffuseur dont l'axe fait un angle de 9° environ avec la corde de référence ⁽¹⁾ de l'aile et dont la lèvre supérieure est presque tangente à cette même corde.

36. Points obtenus avec le radiateur chaud.

Les résultats précédents auraient pu être mis en évidence en substituant au radiateur des grilles de « conductivité » appropriée. Mais l'utilisation d'un radiateur (avec circulation d'eau chaude) a permis de compléter les points obtenus ci-dessus. En effet :

— le spectre aérodynamique à l'intérieur du canal radiateur, bien déterminé, a permis de constater que les profils des vitesses en amont du radiateur dépendent uniquement de l'angle fait par l'axe du diffuseur avec la direction du vent à l'infini amont;

— toutes conditions égales, et, en particulier, en conservant une ouverture de sortie invariable, le débit d'air à travers le radiateur est plus grand lorsque ce dernier est froid que lorsqu'il est chaud;

⁽¹⁾ Dans le cas de nos essais, il s'agit de la corde normalisée qui fait un angle de $-1^{\circ},1$ avec l'axe de portance nulle $C_z = 0$.

— la chaleur ne modifie pas le profil des vitesses, mais diminue seulement les vitesses locales comme nous venons de le dire;

— puisque la chaleur diminue le débit d'air à travers le faisceau radiant, la résistance à l'avancement est diminuée lorsque le radiateur est chaud.

37. Résultats obtenus grâce aux déflecteurs.

Enfin, au cours de notre étude, nous avons été amené à écrire que le nombre de calories q évacuées par le radiateur dans l'aile était égal à

$$q = C_q Q,$$

où

$$Q = b V_1^{\eta} + c$$

donne le nombre de calories évacuées en fonction de la vitesse du vent V_1 par le radiateur de surface frontale égale à la section de la soufflerie dans laquelle il est placé. Le coefficient C_q est un coefficient sans dimensions, qui est fonction de l'incidence i , du braquage β des volets, de l'ouverture de sortie relative σ , ..., donc, essentiellement, du profil des vitesses en amont du radiateur. Pour une répartition uniforme de ces vitesses, $C_q = 1$, et C_q tend vers zéro, si le profil devient de plus en plus irrégulier.

De plus, la résistance due uniquement au passage de l'air à travers le radiateur — c'est-à-dire compte non tenu des résistances de forme — s'écrira sous forme d'un produit de coefficient sans dimensions

$$C_{v\sigma} = A C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2.$$

A est un coefficient fonction du profil des vitesses V_1 en amont du radiateur, ainsi que C_v relié à C_q par

$$C_q = C_v'' + \frac{c(1 - C_q)}{b V_1^{\eta}},$$

Le coefficient A diminue lorsque la répartition des vitesses s'améliore, contrairement au produit $C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$ qui augmente avec C_q . D'ailleurs ces deux variations se compensent et, fort heureusement, la diminution de A l'emporte sur l'augmentation de $C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2$.

Grâce aux déflecteurs — suffisamment bien étudiées — le profil des vitesses en amont du radiateur a pu être amélioré. C'est dire que C_q a pu être rendu voisin de l'unité et A fortement diminué. Le coefficient de qualité de base χ rend bien compte de ces avantages dus aux déflecteurs.

38. Remarques.

1° Le fait de ne pas utiliser de déflecteurs augmente la traînée de l'aile. Cependant, dans ce cas, le nombre de calories évacuées croît avec l'incidence, bien que l'ouverture

de sortie demeure constante (cf. Chapitre XII : calories évacuées en fonction de σ et de i°). On peut donc espérer, en conservant σ constant, évacuer le même nombre de calories aussi bien en vol de montée qu'en palier; la diminution de la vitesse de l'avion sera compensée par l'amélioration du profil des vitesses en amont du radiateur. Aussi la régulation de la température sera assurée automatiquement par simple variation d'incidence. C'est d'ailleurs ce qui a été obtenu avec le radiateur dans l'aile du « NIEUPORT 161 » (cf. référence de l'Avant-Propos).

2° Il convient enfin de signaler un avantage double du braquage des volets de courbure de l'aile en vol de montée : l'augmentation du C_z maximum et du nombre de calories évacuées.

39. Puissance absorbée aux divers types de radiateurs.

1° Afin de situer nos essais, nous devons comparer la puissance absorbée par notre radiateur noyé dans l'épaisseur de l'aile avec celle correspondant à divers types de radiateurs. Nous avons déjà vu, dans l'Avant-Propos, que le radiateur dans l'aile MESSERSCHMITT absorbait 2,1 % de la puissance du moteur avec montage avec fente et 9,4 % avec montage sans fente, dans les cas les plus favorables. Cette même puissance prise par le radiateur dans l'aile russe — lors d'essais en vol — était de 6 % contre 11 % pour un radiateur ventral sous fuselage.

2° Nous voulons refroidir le moteur d'un avion de 1000 ch à l'aide d'un radiateur noyé dans l'aile semblable au dispositif de notre étude.

Le nombre de calories à évacuer par minute est de

$$1000 \times 0,08 \times 60 = 4800 \text{ cal/min.}$$

L'avion vole à la vitesse $V_0 = 125 \text{ m/sec}$ ($= 450 \text{ km/h}$) au sol. La surface de l'aile est de 16 m^2 , son envergure de 10 m. La corde, dans la partie où est logé le radiateur — près de l'emplature — peut avoir une valeur moyenne de 2 m. L'épaisseur maximum correspondante, pour un profil N. A. C. A. 23 015, est de 0,30 m. Un faisceau radiant ayant une surface frontale de 0,25 m de haut est donc admissible.

Adoptons le canal radiateur muni de l'avant 2 avec déflecteur 4 et l'ouverture de sortie relative $\sigma = 0,1695$.

Si $i = 2^\circ$ est l'incidence de l'aile en vol, nous aurons

$$\left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m = 0,252,$$

soit

$$V_1 = 0,892 \times 0,252 \times 125 = 28,1 \text{ m/sec.}$$

Pour la vitesse $V_1 = 28,1 \text{ m/sec}$, le radiateur évacue $Q = 164 \text{ cal/mn/dm}^2$ pour un écart de température $\delta = 65^\circ \text{ C}$. Mais $C_q = 0,812$. Donc le radiateur dans l'aile n'évacue que

$$q = 0,812 \times 164 = 133 \text{ cal/min/dm}^2 \quad \text{pour } \delta\theta = 65^\circ \text{ C.}$$

La surface frontale S_1 du radiateur sera ainsi

$$S_1 = \frac{4800}{133} = 0,36 \text{ m}^2.$$

L'envergure occupée sur l'aile par le radiateur sera

$$L_r = \frac{0,360}{0,250} = 1,44 \text{ m.}$$

La surface portante intéressée par le canal radiateur sera

$$S_r = 2 \times 1,44 = 2,88 \text{ m}^2.$$

Avec $100 \Delta C_{x_r} = 0,99$, il vient

$$R_{x_r} = \frac{0,99 \times 2,88 \times 125^2}{1600} = 27,8 \text{ kgm.}$$

D'où la puissance absorbée par le refroidissement

$$R_{x_r} V_0 = \frac{27,8 \times 125}{75 \times 0,87} = 53 \text{ ch.},$$

si 0,87 est le rendement de l'hélice.

Pour refroidir le moteur de l'avion, il faut donc absorber 5,3 % de sa puissance. Cette valeur est certainement pessimiste. En effet, dans nos essais, la vitesse de circulation de l'eau est inférieure à celle habituelle de 1 m/sec. La surface frontale du radiateur $S_1 = 36 \text{ dm}^2$ est donc supérieure à celle qui devrait être utilisée. Au surplus, l'ouverture de sortie relative $\sigma = 0,1695$ n'est pas optimum.

Étudions comment ces 5,3 % se répartissent. Le coefficient $C_{x\sigma}$, dû uniquement au passage de l'air à travers le faisceau, est immédiatement calculable :

$$C_{x\sigma} = A C_v^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2 = A \left(\frac{V_{1e}}{V_1} \right)^2 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)_m^2.$$

A $q = 133 \text{ cal/dm}^2/\text{mn}$ correspond la vitesse efficace $V_{1e} = 21,4 \text{ m/sec}$. On a donc

$$100 C_{x\sigma} = 15 \left(\frac{21,4}{28,1} \right)^2 (0,252)^2 (0,892)^2,$$

avec $100 A = 15$. Soit

$$100 C_{x\sigma} = 0,44.$$

Ainsi, la résistance, due au dispositif de refroidissement ci-dessus, se décompose en deux parties : une résistance de « forme » dont le coefficient est égal à $100 (C_{x_o} + C_{x_d}) = 0,55$ et une résistance causée par le passage de l'air à travers le faisceau dont le coefficient est $100 C_{x\sigma} = 0,44$.

La puissance absorbée par la résistance de forme est donc de 2,95 % la puissance du moteur, et celle absorbée par le passage de l'air à travers le radiateur est de 2,35 %.

3° A titre de comparaison, nous allons montrer que la résistance, due uniquement au frottement de l'air sur les parois extérieures d'un carénage, peut absorber près de 4 % de la puissance du moteur.

En reprenant les données ci-dessus, et en supposant que le radiateur se trouve dans un carénage de 1 m de long (*Pl. LX, fig. 1*), avec une distribution homogène des vitesses dans le diffuseur (c'est-à-dire que $C_q = 1$), la surface frontale S_1 sera

$$S_1 = \frac{4800}{164} = 0,292 \text{ m}^2,$$

si $V_1 = 28,1 \text{ m/sec}$, donc $q = 1$, $Q = 164 \text{ cal/dm}^2/\text{mn}$ pour un écart de température $\partial\theta = 65^\circ \text{ C}$.

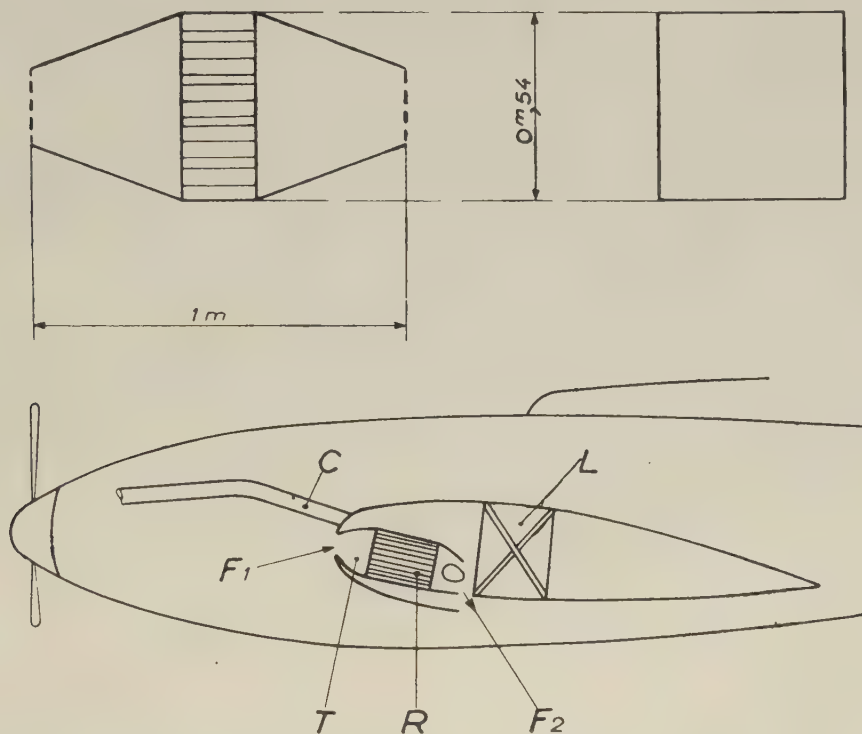


Planche LX. — Fig. 1, radiateur dans un carénage; fig. 2, brevet de la firme "Rolls-Royce".

Le radiateur R est placé dans un canal T disposé dans le bord d'attaque de l'aile (chez Mosquito) en avant du longeron L. L'air entre en F_1 et sort en F_2 , au-dessous de l'aile. Il est rejeté vers le bas avec une réaction d'autant plus forte que les gaz d'échappement amenés par le tuyau c sont mélangés à l'air de sortie.

La surface frontale S_1 sera un carré de 0,54 m de côté. Avec une approximation suffisamment bonne, les surfaces de frottement extérieures S_f du carénage seront

$$S_f = 1 \times 0,54 \times 4 = 2,16 \text{ m}^2.$$

Le nombre de Reynolds correspondant est

$$R = \frac{V_0 l}{\nu} = 8\,650\,000.$$

On en déduit le coefficient de frottement turbulent [11]

$$100 C_f = 0,90.$$

La résistance est alors

$$R_{rf} = \frac{100 C_f S_f V_0^2}{1600} = \frac{0,90 \times 2,16 \times 125^2}{1600} = 19 \text{ kgm.}$$

La puissance absorbée est donc

$$R_{rf} V_0 = \frac{19 \times 125}{75 \times 0,87} = 36,4 \text{ ch.},$$

avec un rendement d'hélice de 0,87.

La puissance absorbée par le frottement de l'air sur les parois extérieures du carénage est donc 3,6 % de la puissance du moteur.

En fait, la puissance absorbée totalement par un radiateur dans un carénage, c'est-à-dire par le passage de l'air à travers le faisceau, par le frottement extérieur de l'air, par sa forme comprenant, par exemple, les rivets, etc., peut être de 8 à 15 % la puissance du moteur [12]. Ainsi, même en utilisant un liquide spécial, tel que l'éthylglycol, et en réalisant un effet propulsif grâce au passage de l'air qui s'échauffe à travers le radiateur — cet effet pouvant atteindre 4 % environ de la puissance du moteur [13] — la résistance à l'avancement d'un radiateur dans un carénage correspondra à une puissance absorbée minimum de 4 à 11 % de la puissance du moteur. Il faut d'ailleurs remarquer que l'effet propulsif dont on vient de parler ne peut être réalisé que pour de très faibles vitesses en amont du radiateur [13 et 4], ce qui conduit à augmenter la surface frontale du faisceau radiant, par suite les dimensions du carénage, donc sa résistance de forme. Au surplus, il n'est pas interdit de penser que l'on puisse obtenir le même effet propulsif que précédemment avec un radiateur noyé dans une aile, soit uniquement par la chaleur évacuée, soit en combinant cette chaleur avec les gaz d'échappement, selon un procédé au sujet duquel la firme ROLLS-ROYCE a pris un brevet (*Pl. LX, fig. 2*).

Dans ces conditions, le radiateur noyé dans l'épaisseur d'un profil d'aile se trouve en bonne place quant à la puissance prise au moteur pour refroidir ce dernier. Mais le problème essentiel d'un tel dispositif de refroidissement demeure la régularisation des vitesses en amont du faisceau radiant.

BIBLIOGRAPHIE.

1. L. G. LITKIN, *Recherches sur les radiateurs d'aile en U. R. S. S.* [*Aircraft Engineering*, mai 1940 (trad. G. R. A., n° 195)].
2. L. BRÉGUET et R. DEVILLERS, *La technique des radiateurs carénés* (*La Science aérienne*, novembre-décembre 1938).
3. JONES, *Mesure de la traînée de profil par la méthode du pitot transversal* (R. M., 1688, Cambridge, 1936).
4. L. BRÉGUET et R. DEVILLERS, *La technique des radiateurs d'aviation et de leur carénage* Dunod, édit., 1939.
5. M. BRIOLAY, *Le refroidissement des moteurs à circulation de liquide sur avion* (Conférence faite le 26 novembre 1943 à la Section Aéronautique de la S. I. A., à Lyon).
6. M. BRIOLAY, *Considérations sur les carénages et l'utilisation des radiateurs* (Extrait de *Technique et Science aéronautiques*, t. 1, 1943, publié par l'Association des Anciens élèves de E. N. S. A.).
7. *Précis d'Aérotechnique*, E. N. S. A., novembre 1943.
8. *Luftfahrt Forschung*, n° 15, septembre 1938.
9. W. VON PFENNINGER, *Comparaison entre la méthode des quantités de mouvement et la méthode des pesées pour la mesure en soufflerie des traînées de profil.*
10. M. le Prof. TOUSSAINT, *Calcul des courbes unitaires C_{zi} , pour les ailes monoplanes d'envergure finie ou infinie, calcul de l'allongement fictif équivalent pour les essais entre panneaux.*
11. M. le Prof. TOUSSAINT, *Cours de technique aéronautique professé au C. N. A. M.*, Paris, 1942-1943.
12. F. FLADER et E. R. CHILDER, *Études d'avion à grande vitesse* (*Journal Ae-S.*, trad. G. R. A., n° 198, avril 1940).
13. BOCK, *La construction actuelle des avions* [*Luftwissen*, janvier 1942 (trad. G. R. A., n° 347)].

AUTRES RÉFÉRENCES.

L'Aéronautique, décembre 1939, Nieuport 161.
Luftwissen, décembre 1943, article sur le « Mosquito » de HAVILLAND (trad. G. R. A., n° 671).
Flugsport, du 19 janvier 1944 (Brevet HEINKEL).

Vu et approuvé :

Paris, le 6 mai 1945.

LE DOYEN DE LA FACULTÉ DES SCIENCES,
P. MONTEL.

Vu et permis d'imprimer :

LE RECTEUR DE L'ACADÉMIE DE PARIS,
G. ROUSSY.



DEUXIÈME THÈSE



PROPOSITIONS DONNÉES PAR LA FACULTÉ

Amortisseurs pendulaires centrifuges

(applications aux vilbrequins de moteur à combustion interne)

Vu et approuvé :

Paris, le 6 mai 1945.

LE DOYEN DE LA FACULTÉ DES SCIENCES,

PAUL MONTEL.

Vu et permis d'imprimer :

LE RECTEUR DE L'ACADÉMIE DE PARIS,

G. ROUSSY.



PARIS. — IMPRIMERIE GAUTHIER-VILLARS,

Quai des Grands-Augustins, 55.

122702

Dépôt légal *imprimeur*, 1948, n° 384.

PARIS. — IMPRIMERIE GAUTHIER-VILLARS
122702 Quai des Grands-Augustins, 55.
